

Том 28, № 03, 2025

ISSN 2079-0619

e-ISSN 2542-0119

Научный Вестник МГТУ ГА



Civil Aviation High TECHNOLOGIES

Vol. 28, No. 03, 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., профессор МГТУ ГА, Москва, Россия;
- Желтов С.Ю.*, заслуженный деятель науки РФ, академик РАН, профессор, 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., профессор 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, профессор, 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, профессор, 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*, профессор, кафедра промышленной инженерии, Болонский университет, Болонья, Италия;
- Владимир Немец*, PhD, Транспортный факультет Яна Пернера, кафедра воздушного транспорта, Университет Пардубице, Пардубице, Чешская Республика;
- Станислав Сзабо*, PhD, Факультет 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, FSBI, 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, Professor, 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 "Zhukovskiy 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 "Zhukovskiy 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 президенте РАН, Москва, Россия;

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

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

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;

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

Кузнецов В.Л., проф., д. т. н., зав. каф. МГТУ ГА, Москва, Россия;

Кузнецов С.В., проф., д. т. н., зав. каф. МГТУ ГА, Москва, Россия;

Логвин А.И., заслуженный деятель науки РФ, проф., д. т. н., профессор МГТУ ГА, Москва, Россия;

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. МГУ, 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., профессор МГТУ ГА, Москва, Россия;

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

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

Editorial Council

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

Ruslan N. Akinshin, Professor, Doctor of Sciences, 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;

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

Valeriy L. Kuznetsov, Professor, Doctor of Sciences, Head of Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia;

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

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

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

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

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

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

СОДЕРЖАНИЕ

ТРАНСПОРТНЫЕ СИСТЕМЫ

Гавриленков С.И. Анализ моделей динамических процессов авиационных аккумуляторных батарей	8
Gorbunov A.L. Extended reality technologies in higher education	25
Давыдов И.А. Инновационный метод активного термоакустического обследования композитных конструкций воздушных судов	36
Hoang Quan N.N., Nechaev V.N., Subbotin R.A. Optimization of air traffic service route networks with intersection angle constraints	47

НАУЧНЫЕ ОБЗОРЫ

Семерикова М.Е., Наумова Т.В. Утилизация транспортных средств: российские реалии и зарубежный опыт	63
--	----

МАШИНОСТРОЕНИЕ

Сверканов П.Л. Стендовые исследования управляемого выхода неманевренного самолета на большие углы атаки	81
---	----

CONTENTS

TRANSPORTATION SYSTEMS

Gavrilenkov S.I. Analysis of dynamic process models for aviation battery systems	8
Gorbunov A.L. Extended reality technologies in higher education	25
Davydov I.A. Innovative method of active thermoacoustic testing for aircraft composite structures	36
Hoang Quan N.N., Nechaev V.N., Subbotin R.A. Optimization of air traffic service route networks with intersection angle constraints	47

SCIENTIFIC REVIEWS

Semerikova M.E., Naumova T.V. Recycling of vehicles: Russian realities and foreign experience	63
---	----

MECHANICAL ENGINEERING

Sverkanov P.L. Simulator investigations of non-maneuverable aircraft reaching high angles of attack in a controlled way	81
---	----

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: 629.7.064.52

DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-3-8-24

Анализ моделей динамических процессов авиационных аккумуляторных батарей

С.И. Гавриленков¹

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

Аннотация: В работе проведен анализ существующих подходов к моделированию, включая эмпирические, физико-химические и статистические методы, а также методы машинного обучения. Рассмотрены преимущества и ограничения моделей Шеферда, Батлера – Фольмера, моделей на основе регрессионного анализа и LSTM-нейронных сетей. Отдельное внимание уделено перспективному методу математического прототипирования энергетических процессов (ММПЭП), позволяющему строить физически корректные модели, согласованные с фундаментальными законами термодинамики и электродинамики. На основе ММПЭП разработана новая модель динамики напряжения в литийионной аккумуляторной батарее (ЛИАБ), учитывающая процессы поляризации, изменения температуры и нелинейные эффекты. Предложенная в работе модель получается путем численно-аналитического преобразования уравнений динамики процессов в аккумуляторах, полученных методом математического прототипирования энергетических процессов. Проведен сравнительный анализ существующих подходов к моделированию и показаны преимущества предлагаемого метода ММПЭП. Приведен пример моделирования динамики физических и химических процессов в литийионном аккумуляторе с некоторыми ограничениями. Результаты исследования демонстрируют, что модели на основе ММПЭП обладают высокой точностью и универсальностью, что делает их применимыми для прогнозирования состояния заряда, диагностики отказов и разработки цифровых двойников. Приведенное в статье аналитическое выражение расширяет классическую модель Шеферда, обеспечивая описание сложных динамических процессов. Методологический потенциал ММПЭП подкрепляется возможностью интеграции с методами машинного обучения для уточнения параметров моделей. Перспективы дальнейших исследований включают расширение модели для учета деградации аккумуляторных батарей, разработку упрощенных моделей для систем диагностирования в режиме реального времени и внедрение гибридных подходов моделирования.

Ключевые слова: литийионные аккумуляторы, моделирование, метод математического прототипирования, электрохимические процессы.

Для цитирования: Гавриленков С.И. Анализ моделей динамических процессов авиационных аккумуляторных батарей // Научный вестник МГТУ ГА. 2025. Т. 28, № 3. С. 8–24. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-3-8-24

Analysis of dynamic process models for aviation battery systems

S.I. Gavrilenko¹

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

Abstract: The paper analyzes existing modeling approaches, including empirical, physicochemical and statistical methods, as well as machine learning methods. The advantages and limitations of models such as the Shepherd's model, Butler-Volmer equation-based models, regression analysis-based models, and Long Short-Term Memory (LSTM) neural networks are discussed. Special

attention is paid to a promising Method of Mathematical Prototyping of Energy Processes (MMPEP), this approach enables the construction of physically accurate models that conform with the fundamental laws of thermodynamics and electrodynamics. Based on MMPEP, a new voltage dynamics model has been developed specifically for lithium-ion aircraft batteries (LIABs), which take into account polarization processes, temperature changes and nonlinear effects. The model proposed in the paper is derived through numerical-analytical transformation of dynamic processes equations obtained by the method of mathematical prototyping of energy processes. A comparative analysis of existing modeling approaches is carried out and the advantages of the proposed MMPEP method are shown. An example of modeling the dynamics of physical and chemical processes in a lithium-ion battery with some limitations is presented. The research results demonstrate that the MMPEP-based models have high accuracy and versatility, which makes them applicable for charge state prediction, failure diagnostics, and digital twin development. The analytical expression presented in the paper expands the classical Shepherd's model, providing a description of complex dynamic processes. The methodological potential of MMPEP is supported by the possibility of integration with machine learning methods to refine model parameters. Prospects for further research include extending the model to account for battery degradation, developing simplified models for real-time diagnostics systems, and introducing hybrid modeling approaches.

Key words: lithium-ion batteries, modeling, mathematical prototyping method, electrochemical processes.

For citation: Gavrilin, S.I. (2025). Analysis of dynamic process models for aviation battery systems. Civil Aviation High Technologies, vol. 28, no. 3, pp. 8–24. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-3-8-24

Введение

Современная авиационная электроэнергетика характеризуется активным внедрением литийионных аккумуляторных батарей (ЛИАБ), обладающих высокими удельными энергетическими показателями [1, 2]. Однако эксплуатация ЛИАБ сопряжена с риском возникновения аварийных режимов работы батарей, в частности теплового разгона [3, 4]. Для обеспечения их безопасной эксплуатации необходимо иметь адекватные математические модели, описывающие динамику напряжения аккумуляторов в батарее при различных режимах ее работы. В настоящее время существует несколько подходов к моделированию процессов в литийионных аккумуляторах (ЛИА). Широкое распространение получила эмпирическая модель Шеферда [5], которая связывает напряжение ЛИА с его состоянием заряда и током разряда. Более сложной является модель Батлера – Фольмера [6], учитывающая кинетику электрохимических реакций на электродах. В последние годы активно развиваются подходы на основе машинного обучения [7, 8], позволяющие прогнозировать поведение ЛИА на основе статистической обработки экспериментальных данных. Однако такие модели имеют ограниченную область применения и не всегда могут корректно описывать физико-химические процессы в ЛИА [7, 9]. Перспективным видится применение метода математического прото-

типирования энергетических процессов (ММПЭП) [2, 9], который обеспечивает построение моделей, согласованных с основными физическими законами, и учитывает особенности протекающих в ЛИА процессов. В данной работе проводится сравнительный анализ существующих подходов к моделированию динамики напряжения ЛИАБ и предлагается новая модель на основе ММПЭП.

Эмпирические модели

Эмпирические модели предназначены для описания мгновенных зависимостей, таких как напряжение, которое изменяется в зависимости от состояния заряда (SOC) и величины тока нагрузки. Примером такой модели является модель Шеферда, которая выражает напряжение аккумулятора через его состояние заряда и ток разряда. Эта модель считается одной из первых и наиболее известных эмпирических моделей, описывающих процесс разряда аккумуляторов. Основой модели служит математическое уравнение, которое связывает напряжение аккумулятора с его состоянием заряда и параметрами разрядного тока. Как отмечено в исследованиях [10], среди трех основных моделей аккумуляторов – моделей Шеферда, Rint и Тевенина – модель Шеферда сочетает простоту параметризации с точностью прогноза при токах разряда до 6,67С. Параметры моделей Шеферда и Rint легко определяются, тогда как модель

Тевенина обеспечивает большую точность, но требует более сложной параметризации. Эта модель учитывает воздействие температуры, тока разряда и старения. Основное уравнение модели Шеферда можно записать следующим образом:

$$U(t) = E_0 - K \frac{Q}{Q - It},$$

где $U(t)$ – напряжение в момент времени t ; E_0 – начальное напряжение; K – константа, зависящая от типа аккумулятора; Q – общая зарядовая емкость аккумулятора; I – ток разряда; t – время разряда; R – внутреннее сопротивление.

Важным преимуществом модели Шеферда является ее практическая применимость в инженерных задачах. Согласно исследованиям [3] модель успешно применяется в системах электромагнитного запуска, где токи разряда достигают 60С. В таких условиях модель точно описывает процесс разряда, что критически важно для управления системой и оценки ее эффективности. Модель также демонстрирует достаточную гибкость для описания различных электрохимических систем. Например, она была успешно адаптирована для описания характеристик магниевых химических источников тока, активируемых морской водой [11]. При этом основная структура модели сохраняется, требуя лишь корректировки параметров под конкретный тип аккумулятора. Тем не менее модель имеет серьезные ограничения при описании режимов разряда с высокими токами [3]. В таких случаях необходимо учитывать нелинейные эффекты, добавляя дополнительные составляющие в аналитическое выражение модели. Установлено, что стандартная модель не способна полноценно описывать поведение аккумулятора в условиях импульсного циклического разряда.

Динамические модели

Динамические модели учитывают временные изменения параметров, описывая процессы, происходящие внутри ЛИА при

различных режимах работы. Примером динамической модели может служить модель Батлера – Фольмера, которая описывает кинетику электрохимических реакций на границе электродов и является более сложной по сравнению с моделью Шеферда. Она представлена в следующем виде:

$$i = i_0 \cdot \left[\exp\left(\frac{\alpha_a n F (E - E_{eq})}{RT}\right) - \exp\left(-\frac{\alpha_0 n F (E - E_{eq})}{RT}\right) \right],$$

где i – плотность тока; i_0 – плотность тока обмена; α_a и α_0 – коэффициенты переноса для анодного и катодного процессов; n – число электронов, участвующих в электродной реакции; F – постоянная Фарадея; E – потенциал электрода; E_{eq} – равновесный потенциал; R – универсальная газовая постоянная; T – абсолютная температура.

Развитие этой модели было выполнено Бардом и Фолкнером в 2001 году. Уравнение Батлера – Фольмера рассматривается в контексте электрохимической кинетики, где описывается зависимость плотности тока от перенапряжения и ее изменение при переходе от равновесного состояния к рабочему. Также учитывается влияние температуры на кинетику реакций [6]. Для литийионных аккумуляторов модель может быть адаптирована с учетом особенностей электрохимических процессов, происходящих как в твердой, так и в жидкой фазах [4]. В этом случае плотность обменного тока i_0 определяется как функция концентрации ионов лития в электролите (C_e) и стехиометрии материала электродов (C_s):

$$i_0 = k_0 (C_e)^\alpha (C_{s,max} - C_s)^\alpha (C_s)^{1-\alpha},$$

где k_0 – константа скорости реакции; $C_{s,max}$ – максимальная концентрация ионов лития в твердой фазе; α – коэффициент переноса.

Основным преимуществом модели Батлера – Фольмера является ее теоретическая обоснованность для описания электрохимических процессов. Объединение этой модели с электрической моделью позволяет учитывать кинетику электрохимических реакций

и улучшать прогнозы состояния энергии (SOE) под динамическими нагрузками [4]. Особенно эффективно модель проявляет себя при прогнозировании долговечности батарей, так как дает возможность учитывать фундаментальные механизмы деградации электродных материалов. Однако модель имеет ряд существенных ограничений. Основная сложность заключается в параметризации модели – для корректного применения требуется детальная калибровка на основе экспериментальных данных, что существенно усложняет ее внедрение в практических системах. Кроме того, модель демонстрирует повышенную чувствительность к динамическим изменениям нагрузки, часто требуя введения дополнительных корректирующих элементов для точного описания поведения батареи при резких изменениях тока [4].

Статистические модели

Статистические модели используют методы статистического анализа и машинного обучения для прогнозирования поведения аккумулятора на основе больших объемов данных. К ним можно отнести регрессионные модели и модели на основе машинного обучения. Регрессионные модели устанавливают зависимости между параметрами аккумулятора, такими как напряжение, температура и SOC, с помощью регрессионного анализа. Основное уравнение модели имеет следующий вид:

$$U(t) = E_{oc}(SOC) - I(t)R_{int} - U_{hyst}(t),$$

где $U(t)$ – напряжение на выводах батареи в момент времени t ; $E_{oc}(SOC)$ – открытое напряжение цепи, зависящее от состояния заряда; $I(t)$ – ток нагрузки в момент времени t ; R_{int} – внутреннее сопротивление батареи; U_{hyst} – напряжение, обусловленное эффектом гистерезиса.

Эта модель позволяет более точно предсказывать поведение ЛИАБ в различных режимах работы, учитывая динамические процессы и нелинейные эффекты, такие как ги-

стерезис. Статистические регрессионные модели широко применяются для прогнозирования поведения ЛИА, включая оценку состояния заряда (SOC), состояния здоровья (SOH) и оставшегося срока службы (RUL). Регрессионные модели основываются на установлении зависимостей между входными и выходными параметрами, что делает их относительно простыми в реализации и интерпретации. Они не требуют глубокого понимания внутренних физико-химических процессов в аккумуляторе, что упрощает их использование [12]. Однако регрессионные модели часто предполагают линейные зависимости между переменными, что может быть недостаточным для описания сложных нелинейных процессов, происходящих в ЛИА. Это приводит к снижению точности прогнозов в реальных условиях эксплуатации. Также статистические модели могут не учитывать процессы деградации и старения аккумуляторов, что ограничивает их применимость для долгосрочного прогнозирования состояния ЛИА.

Модели на основе машинного обучения

Применяют алгоритмы, такие как нейронные сети, для прогнозирования поведения аккумулятора, учитывая сложные нелинейные зависимости. С развитием методов машинного обучения (ML) получили распространение модели, использующие нейронные сети для предсказания состояния аккумуляторов. Как показали исследования, особенно эффективными оказались модели на основе LSTM-слоев (Long Short-Term Memory), которые способны учитывать долговременные зависимости в данных при оценке состояния работоспособности (State of Health, SOH) аккумуляторов [8]. Основным преимуществом LSTM-моделей является их способность захватывать временные зависимости в данных благодаря специальной архитектуре, включающей три типа «ворот» (gates): – входные ворота (inputgate) – ворота забывания (forgetgate) – выходные ворота (outputgate) [13].

Эта архитектура позволяет сети «запоминать» важную информацию на длительное время и «забывать» несущественную, что особенно важно при анализе циклических процессов деградации аккумуляторов.

Превосходные результаты для прогнозирования напряжения и состояния заряда (SOC) демонстрируют гибридные подходы, сочетающие VARMA- и LSTM-модели [14]. VARMA (Vector Autoregressive Moving Average) является статистическим методом, который применяется для анализа и прогнозирования временных рядов. Он эффективно моделирует линейные зависимости в многомерных данных, что делает его полезным для задач прогнозирования напряжения и SOC в аккумуляторах. В сочетании с LSTM этот метод позволяет учитывать как нелинейные временные зависимости, так и линейные автокорреляции, что значительно улучшает точность прогнозов. В частности, при использовании для оценки SOH литиевых аккумуляторов такие модели позволяют достичь точности прогнозирования с ошибкой менее 2,22 % на тестовых данных [14].

Важным аспектом применения нейросетевых моделей является выбор входных параметров. Было показано, что эффективными входными параметрами для литий-серных аккумуляторов, где разрядная характеристика обладает сложной формой, являются: напряжение на аккумуляторе; скорость изменения напряжения; количество прошедших циклов; температура (при необходимости) [15]. При этом использование адаптивных нейронечетких систем вывода (ANFIS) позволяет достичь точности оценки состояния заряда более 95 % даже без учета температурных эффектов [15]. Таким образом, нейросетевые модели могут быть адаптированы к различным типам аккумуляторов и их химическим системам, так как позволяют гибко подстраивать архитектуру и методы обучения. Однако у моделей машинного обучения есть и существенные ограничения. Как показано в работе Zhilong Yu [8], для достижения высокой точности требуются большие наборы качественных экспериментальных данных, включающих различные режимы работы аккумулято-

ра. При использовании LSTM-моделей с достаточным количеством слоев и нейронов время обучения может достигать нескольких часов даже на современном оборудовании. Кроме того, в отличие от физических моделей нейронные сети работают по принципу черного ящика, что затрудняет анализ причин принятия тех или иных решений.

Физико-химические модели

Описывают внутренние процессы в аккумуляторе на основе фундаментальных законов физики и химии. Физико-химические модели (нередко их называют механистическими моделями) позволяют описать процессы, протекающие внутри аккумуляторов, опираясь на фундаментальные законы электричества, массопереноса и электрохимии. В основе подобных моделей лежат уравнения диффузии (Фика или Нернста – Планка), кинетика реакций на электродах (уравнение Батлера – Фольмера), а также уравнения, описывающие потенциалы и поля внутри ячейки (уравнения Пуассона). Одной из наиболее известных физико-химических моделей для литийионных аккумуляторов является модель Дойла – Фуллера – Ньюмана [16], которая описывает диффузию лития в объеме частиц активного материала (электроды) и в электролите, а также кинетику электрохимических реакций на границе раздела твердой и жидкой фаз. Модель рассматривает электрод как совокупность сферических частиц активного материала, в которых литий способен диффундировать. Параллельно учитывается перенос ионов лития и зарядов в электролите. Уравнения Пуассона и Нернста – Планка описывают распределение потенциала и концентрации ионов внутри пористого электрода. При этом скорость перехода лития между твердой и жидкой фазами определяется уравнением Батлера – Фольмера.

Преимуществом данной модели является то, что она учитывает процессы диффузии и кинетики в твердой и жидкой фазах, таким образом, она может использоваться для оценки динамического поведения, тепловых явлений, а также механических напряжений

в электродах (при дополнительном расширении модели). Ее недостатком служит высокая вычислительная сложность, так как решение системы нелинейных уравнений в частных производных требует значительных ресурсов.

Другим недостатком является сложность параметризации. Так, для точного моделирования необходимо знать ряд параметров (диффузионные коэффициенты, константы переноса, параметры кинетики и др.), которые могут варьироваться для разных химических составов электродов и электролита.

Для упрощения физико-химических расчетов часто используют модель одинарной частицы (Single Particle Model, SPM) [17]. Например, в этой модели для литийионного аккумулятора каждый электрод (анод и катод) сводится к одной сферической частице, в которой происходит диффузия лития. SPM игнорирует градиенты концентрации в осевом направлении электрода и фокусируется только на диффузии внутри «сферической» частицы. Несмотря на упрощения, SPM позволяет относительно точно описывать поведение ячейки при умеренных токах и стала основой для многих расширенных моделей, учитывающих кинетику реакции по Батлеру – Фольмеру. Такая модель хорошо подходит для управления батареей в режиме реального времени (например, в BMS), однако может терять точность при высоких скоростях заряда/разряда и градиентах концентрации по толщине электрода. Помимо описания переноса лития важным аспектом физико-химических моделей является учет тепловых процессов [18]. При больших токах зарядки/разрядки, а также при внешних факторах (например, окружающей температуре) аккумулятор может нагреваться, что в свою очередь влияет на кинетику реакции и скорость деградации материалов. Обычно используются уравнения теплообмена (первый закон термодинамики), связывающие выделяемое/поглощаемое тепло в процессе электрохимической реакции с изменением температуры внутри ячейки:

$$\rho c_p \frac{\delta T}{\delta t} = \nabla(\lambda \nabla T) + Q,$$

где ρ – плотность материала; c_p – удельная теплоемкость; λ – коэффициент теплопроводности; Q – источник тепла (джоулево, реакционное и проч.).

Для оценки равновесных потенциалов E_{eq} , теплового эффекта реакций и зависимости различных параметров от температуры используются термодинамические уравнения и экспериментальные данные по тепловым эффектам [19].

На основе метода математического прототипирования в рамках механики, электродинамики и современной неравновесной термодинамики разработан новый подход к созданию моделей динамики физических и химических процессов различных типов аккумуляторов [20].

Согласно ММПЭП состояние системы однозначно определяется координатами состояния, независимо от предшествующей динамики [21, 22]. Глубина протекания физических и химических процессов характеризуется координатами процессов, а их причиной выступают динамические силы, которые представляют собой частные производные свободной энергии по координатам процессов [21, 22]. Однако динамические силы не полностью определяют динамику процессов в системе. Независимо от них, динамика определяется также внутренними кинетическими свойствами, количественной мерой которых является положительно определенная диссипативная матрица [21, 22]. В свою очередь динамика процессов в системе формирует изменения ее наблюдаемых и контролируемых параметров [21].

Построение уравнений динамики физических и химических процессов различных типов с использованием метода математического прототипирования энергетических процессов включает выполнение следующих этапов [7, 20, 21–26].

1. Формирование списка физических и химических процессов в системе.

2. Выбор параметров состояния x .

3. Получение уравнений связи параметров состояния с координатами процессов Δx и с внешними потоками $\left(\frac{dx(t)}{dt}\right)_{ext}$ (используя

определения конкретных параметров состояния, законы сохранения):

$$\frac{dx(t)}{dt} = B(x(t), U(t), p) \frac{\delta \Delta x(t)}{dt} + \left(\frac{dx(t)}{dt} \right)_{ext},$$

где $B(x, U, p)$ – топологическая матрица; U – параметры системы, не изменяющиеся в результате процессов в системе, а изменяющиеся только в результате внешних потоков (а также параметры, определяющие внешние потоки $(dx(t)/dt)_{ext}$); p – индивидуальные параметры системы.

4. Задание аналитических выражений с точностью до экспериментально исследуемых постоянных параметров c_x для функций состояния для потенциалов взаимодействия $X(x, U, p)$, соответствующих выбранным параметрам состояния, удовлетворяющих условию полного дифференциала по выбранным параметрам состояний, определяемых через свободную энергию $W(x, U, p)$:

$$X(x, U, p) = -\nabla_x W(x, U, p).$$

5. Задание аналитических выражений с точностью до экспериментально исследуемых постоянных параметров c_v для функций внешних потоков $(dx(t)/dt)_{ext}$.

Определение внутренних возмущений $\Delta X(x, U, p)$:

$$\Delta X(x, U, p) = B^T(x, U, p) \cdot X(x, U, p).$$

6. Задание аналитических выражений с точностью до экспериментально исследуемых постоянных параметров c_A для диссипативной матрицы $A(x, U, p)$, удовлетворяющих условию положительной определенности (или неотрицательной определенности диссипативной матрицы $A(x, U, p)$, если в системе имеется инерционность).

7. Формирование потенциально-поточных соотношений между скоростями протекания процессов и внутренними возмущениями:

$$\frac{\delta \Delta x(t)}{dt} = A(x(t), U(t), p) \cdot \Delta X(x(t), U(t), p).$$

8. Формирование выражений для измеряемых $y(t)$ и контролируемых $z(t)$ параметров, исходя из определения упомянутых параметров:

$$y(t) = Y(x(t), U(t), p, c_x, c_v, c_A),$$

$$z(t) = Z(x(t), U(t), p, c_x, c_v, c_A).$$

Полученная на основе ММПЭП модель системы преобразовывается к аналитическому виду, пригодному для решения практических задач [7], с использованием специальных методов численного интегрирования систем обыкновенных дифференциальных уравнений. Аналитическое выражение динамики системы, также вбирающее в себя физику протекающих в системе процессов, что гарантирует корректность преобразованной модели [7], строится на основе анализа перекрестных связей в рассматриваемой системе, для чего используется ее модель, полученная ММПЭП.

Моделирование динамики литийионных аккумуляторов

Модель динамики физических и химических процессов в литийионных аккумуляторах (ЛИА) разрабатывается с учетом следующих предположений:

- ЛИА функционирует в штатном режиме. Аварийные явления, такие как разрушение положительных электродов при переразряде и выделение металлического лития с последующим тепловым разгоном при перезаряде, возникают только при превышении определенного порога разности потенциалов двойных слоев [27, 28];

- процессы деградации (старения) аккумулятора не учитываются из-за их низкой скорости;

- температура внутри аккумулятора считается равномерной, поскольку значительные температурные различия между электродами и мембраной наблюдаются только в условиях теплового разгона, вызванного чередованием положительных и отрицательных электродов;

Таблица 1
Table 1

Выбранные процессы в литийионном аккумуляторе и их взаимосвязь
Selected processes in a lithium-ion battery and their interrelation

Координаты состояния	Координаты процессов	Коэффициенты матрицы баланса (связи)	Внешние потоки	Коэффициенты внешних потоков
Заряд положительного двойного слоя $q_{дв}^+$	Интеркаляция или деинтеркаляция ионов Li^+ в положительный электрод	1	Ток во внешней цепи I	-1
Заряд мембраны q_m	Диффузия ионов Li^+ через мембрану			
Заряд отрицательного двойного слоя $q_{дв}^-$	Интеркаляция или деинтеркаляция ионов Li^+ из отрицательного электрода			
Отданный во внешнюю цепь электрический заряд q	-	-		1

- влияние температуры на ЭДС электродов не принимается во внимание, так как характеристики ЛИА определяются в основном температурной зависимостью сопротивлений двойных слоев и мембраны;

- положительные и отрицательные электроды рассматриваются как идентичные пары;
- мембрана, разделяющая электроды, условно разделена на две области (возле положительного и отрицательного электродов), в пределах которых ионы лития (Li^+) распределены равномерно.

Параметры процессов, описываемые математической моделью на основе метода математического прототипирования энергетических процессов, представлены в виде степенного ряда третьего порядка с постоянными коэффициентами.

Выбранные координаты состояния, координаты процессов, внешние потоки и их взаимосвязь приведены в табл. 1. При теплообмене ЛИА с окружающей средой за положительное направление процесса теплообмена взято направление от ЛИА к окружающей среде. Некомпенсированная теплота протекающих в ЛИА процессов полностью сообщается на ЛИА.

Приращения чисел молей прочих веществ ЛИА определяются в соответствии с законом Фарадея [25]:

$$dv_{Li^+}^{\varepsilon+} = \frac{dq_{дв}^+ + dq}{F}, dv_{Li^+}^{\varepsilon-} = -\frac{dq_{дв}^- + dq}{F}, dv_{Li^+}^+ = \frac{dq_m - dq_{дв}^+}{F}, dv_{Li^+}^- = \frac{dq_{дв}^- - dq_m}{F}, \quad (1)$$

где $v_{Li^+}^{\varepsilon+}$, $v_{Li^+}^{\varepsilon-}$ – числа молей ионов лития Li^+ , интеркалированных в положительный и отрицательный электроды соответственно; $v_{Li^+}^+$, $v_{Li^+}^-$ – числа молей ионов лития Li^+ в приэлектродных областях положительного и отрицательного электродов соответственно; F – постоянная Фарадея [28]. Отсюда потенциалы взаимодействия по выбранным координатам состояния (приведенным в табл. 1) определяются из условия [21, 28]

$$\delta A = -\bar{\mu}_{Li^+}^{\varepsilon+} dv_{Li^+}^{\varepsilon+} - \bar{\mu}_{Li^+}^{\varepsilon-} dv_{Li^+}^{\varepsilon-} - \bar{\mu}_{Li^+}^+ dv_{Li^+}^+ - \bar{\mu}_{Li^+}^- dv_{Li^+}^- + (\varphi_3^+ - \varphi_3^-) dq = \hat{\mu}_{дв}^+ dq_{дв}^+ + \hat{\mu}_{дв}^- dq_{дв}^- + \hat{\mu}_m dq_m + \hat{\mu}_{вн} dq,$$

где $\hat{\mu}_{дв}^+$, $\hat{\mu}_{дв}^-$ – электрохимический потенциал заряда положительного $q_{дв}^+$ и отрицательного $q_{дв}^-$ двойных слоев; $\hat{\mu}_m$ – электрохимический потенциал заряда мембраны q_m ; $\hat{\mu}_{вн}$ – электрохимический потенциал перенесенного через внешнюю цепь заряда q .

В силу независимости приращений (табл. 1) координат состояния, учитывая (1), для потенциалов взаимодействия с учетом электрохимии имеем [28]

$$\hat{\mu}_{дв}^+ = \varepsilon_{дв}^+ - \frac{q_{дв}^+}{C_{дв}^+}; \hat{\mu}_M = -\frac{q_M}{C_M}; \hat{\mu}_{дв}^- = \varepsilon_{дв}^- - \frac{q_{дв}^-}{C_{дв}^-}; \hat{\mu}_{вн} = \varepsilon_{дв}^+ + \varepsilon_{дв}^-, \quad (2)$$

где $\varepsilon_{дв}^+$, $\varepsilon_{дв}^-$ – ЭДС положительного и отрицательного двойных слоев ЛИА; $C_{дв}^+$, $C_{дв}^-$ – емкости положительного и отрицательного двойных слоев ЛИА; C_M – емкость мембраны ЛИА.

Для вычисления свойств, веществ и процессов, происходящих в ЛИА, применим приведенные зарядовые числа молей ионов Li^+ , интеркалированного в положительный $\tilde{v}_{Li^+}^{\varepsilon^+}$ и отрицательный $\tilde{v}_{Li^+}^{\varepsilon^-}$ электроды:

$$\tilde{v}_{Li^+}^{\varepsilon^+} = Fv_{Li^+}^{\varepsilon^+}; \tilde{v}_{Li^+}^{\varepsilon^-} = -Fv_{Li^+}^{\varepsilon^-}. \quad (3)$$

Согласно (1) и (3) имеем

$$d\tilde{v}_{Li^+}^{\varepsilon^+} = dq_{дв}^+ + dq; d\tilde{v}_{Li^+}^{\varepsilon^-} = dq_{дв}^- + dq.$$

ЭДС положительного $\varepsilon_{дв}^+$ и отрицательного $\varepsilon_{дв}^-$ двойных слоев ЛИА:

$$\varepsilon_{дв}^+ = \varepsilon_{дв}^{(c)+} - \left(\varepsilon_{дв}^{(c)+} - \varepsilon_{дв}^{(d)+} \right) \times \left(\hat{v}_{Li^+}^{\varepsilon^+} + \beta_{Li^+,2}^{\varepsilon^+} (\hat{v}_{Li^+}^{\varepsilon^+})^2 + \beta_{Li^+,3}^{\varepsilon^+} (\hat{v}_{Li^+}^{\varepsilon^+})^3 \right), \hat{v}_{Li^+}^{\varepsilon^+} = \frac{\tilde{v}_{Li^+}^{\varepsilon^+}}{\alpha_{Li^+}^{\varepsilon^+} C_{ном}}; \quad (4)$$

$$\varepsilon_{дв}^- = \varepsilon_{дв}^{(c)-} - \left(\varepsilon_{дв}^{(c)-} - \varepsilon_{дв}^{(d)-} \right) \times \left(\hat{v}_{Li^+}^{\varepsilon^-} + \beta_{Li^+,2}^{\varepsilon^-} (\hat{v}_{Li^+}^{\varepsilon^-})^2 + \beta_{Li^+,3}^{\varepsilon^-} (\hat{v}_{Li^+}^{\varepsilon^-})^3 \right), \hat{v}_{Li^+}^{\varepsilon^-} = \frac{\tilde{v}_{Li^+}^{\varepsilon^-}}{\alpha_{Li^+}^{\varepsilon^-} C_{ном}}, \quad (5)$$

где $\varepsilon_{дв}^{(c)+}$, $\varepsilon_{дв}^{(c)-}$ – ЭДС положительного и отрицательного двойных слоев ЛИА в заряженном состоянии; $\varepsilon_{дв}^{(d)+}$, $\varepsilon_{дв}^{(d)-}$ – ЭДС положительного и отрицательного двойных слоев ЛИА в разряженном состоянии; $C_{ном}$ – номинальная емкость ЛИА.

Емкости положительных двойных слоев определяются:

$$C_{дв}^+ = C_{дв}^{0+} \left(\tilde{C}_{дв}^+ + \beta_{U,2}^{C+} (\tilde{C}_{дв}^+)^2 + \beta_{U,3}^{C+} (\tilde{C}_{дв}^+)^3 \right), \tilde{C}_{дв}^+ = 1 + \left| \alpha_U^{C+} \left(\varepsilon_{дв}^+ - \frac{q_{дв}^+}{C_{дв}^{0+}} \right) \right|; \quad (6)$$

$$C_{дв}^- = C_{дв}^{0-} \left(\tilde{C}_{дв}^- + \beta_{U,2}^{C-} (\tilde{C}_{дв}^-)^2 + \beta_{U,3}^{C-} (\tilde{C}_{дв}^-)^3 \right), \tilde{C}_{дв}^- = 1 + \left| \alpha_U^{C-} \left(\varepsilon_{дв}^- - \frac{q_{дв}^-}{C_{дв}^{0-}} \right) \right|; \quad (7)$$

где $C_{дв}^+$, $C_{дв}^-$ – коэффициенты емкости двойных слоев; α_U^{C+} , α_U^{C-} – коэффициенты падения напряжения двойных слоев.

Падение напряжения на положительном $U_{дв}^+$ и отрицательном $U_{дв}^-$ двойных слоях:

$$U_{дв}^+ = \varepsilon_{дв}^+ - q_{дв}^+/C_{дв}^+; U_{дв}^- = \varepsilon_{дв}^- - q_{дв}^-/C_{дв}^-. \quad (8)$$

Коэффициенты сопротивления двойных слоев положительного r_U^{R+} и отрицательного r_U^{R-} электродов по заряду на соответствующих двойных слоях:

$$r_U^{R+} = \tilde{r}_U^{R+} + \beta_{U,2}^{R+} (\tilde{r}_U^{R+})^2 + \beta_{U,3}^{R+} (\tilde{r}_U^{R+})^3, \tilde{r}_U^{R+} = \frac{2\alpha_U^{R+} u_{дв}^+}{\exp(\alpha_U^{R+} u_{дв}^+) - \exp(-\alpha_U^{R+} u_{дв}^+)}; \quad (9)$$

$$r_U^{R-} = \tilde{r}_U^{R-} + \beta_{U,2}^{R-}(\tilde{r}_U^{R-})^2 + \beta_{U,3}^{R-}(\tilde{r}_U^{R-})^3, \quad \tilde{r}_U^{R-} = \frac{2\alpha_U^{R-} u_{дв}^-}{\exp(\alpha_U^{R-} u_{дв}^-) - \exp(-\alpha_U^{R-} u_{дв}^-)}, \quad (10)$$

где α_U^{R+} , α_U^{R-} – коэффициенты сопротивлений по напряжениям двойных слоев.

Коэффициенты сопротивления положительного r_U^{R+} и отрицательного r_U^{R-} двойных слоев по перенесенному через внешнюю цепь заряду q зададим в виде

$$\tilde{r}_Q^{R+} = \begin{cases} 1 - \frac{\tilde{v}_{Li^+}^{\alpha+}}{(\alpha_Q^{R+} c_{nom})}, u_{дв}^+ > 0 \\ \frac{\tilde{v}_{Li^+}^{\alpha+}}{(\alpha_Q^{R+} c_{nom})}, u_{дв}^+ < 0 \\ 1, u_{дв}^+ = 0 \end{cases}; \quad \tilde{r}_Q^{R-} = \begin{cases} 1 - \frac{\tilde{v}_{Li^-}^{\alpha-}}{(\alpha_Q^{R-} c_{nom})}, u_{дв}^- > 0 \\ \frac{\tilde{v}_{Li^-}^{\alpha-}}{(\alpha_Q^{R-} c_{nom})}, u_{дв}^- < 0 \\ 1, u_{дв}^- = 0 \end{cases}; \quad (11)$$

$$r_Q^{R+} = \tilde{r}_Q^{R+} + \beta_{Q,2}^{R+}(\tilde{r}_Q^{R+})^2 + \beta_{Q,3}^{R+}(\tilde{r}_Q^{R+})^3; \quad r_Q^{R-} = \tilde{r}_Q^{R-} + \beta_{Q,2}^{R-}(\tilde{r}_Q^{R-})^2 + \beta_{Q,3}^{R-}(\tilde{r}_Q^{R-})^3, \quad (12)$$

где α_Q^{R+} и α_Q^{R-} – коэффициенты сопротивления по переносу через внешнюю цепь заряду двойных слоев.

Коэффициенты сопротивления двойных слоев положительного r_T^{R+} и отрицательного r_T^{R-} электродов по температуре аккумулятора:

$$r_T^{R+} = \tilde{r}_T^{R+} + \beta_{T,2}^{R+}(\tilde{r}_T^{R+})^2 + \beta_{T,3}^{R+}(\tilde{r}_T^{R+})^3; \quad \tilde{r}_T^{R+} = \exp(-\alpha_T^{R+}(T - T_b^{R+})) + 1; \quad (13)$$

$$r_T^{R-} = \tilde{r}_T^{R-} + \beta_{T,2}^{R-}(\tilde{r}_T^{R-})^2 + \beta_{T,3}^{R-}(\tilde{r}_T^{R-})^3; \quad \tilde{r}_T^{R-} = \exp(-\alpha_T^{R-}(T - T_b^{R-})) + 1, \quad (14)$$

где α_T^{R+} и α_T^{R-} – коэффициенты сопротивления по температуре двойных слоев; T_b^{R+} , T_b^{R-} – граничные температуры, ниже которых сопротивления начинают резко возрастать.

Сопротивление положительного $R_{дв}^+$ и отрицательного $R_{дв}^-$ двойных слоев ЛИА:

$$R_{дв}^+ = R_{дв}^{0+} r_U^{R+} r_T^{R+} / (r_Q^{R+})^{n_Q^{R+}}; \quad R_{дв}^- = R_{дв}^{0-} r_U^{R-} r_T^{R-} / (r_Q^{R-})^{n_Q^{R-}}, \quad (15)$$

где $R_{дв}^{0+}$ и $R_{дв}^{0-}$ – постоянные сопротивлений двойных слоев; n_Q^{R+} , n_Q^{R-} – степени заполнения электродов.

Сопротивление мембраны R_M :

$$R_M = R_M^0 (r_m + \beta_2^{R_M} (r_m)^2 + \beta_3^{R_M} (r_m)^3); \quad r_m = \exp(\alpha_T^{R_M} (T - T_b^{R_M})) + 1, \quad (16)$$

где R_M^0 – коэффициент сопротивления мембраны; $\alpha_T^{R_M}$ – температурный коэффициент сопротивления мембраны; $T_b^{R_M}$ – граничная температура мембраны.

Входящие в (4)–(7), (9), (10), (12)–(14), (16) коэффициенты β с соответствующими индексами являются коэффициентами разло-

жения в степенной ряд по соответствующим параметрам.

Перекрестные коэффициенты диссипативной матрицы равны нулю, а главные коэффициенты – обратные сопротивления двойных слоев и мембраны, заданные постоянным коэффициентом теплопередачи ЛИА. Теплоемкость ЛИА задаем постоянной, а

тепловые эффекты в силу независимости потенциалов взаимодействия от температуры (видно из (2), (4)–(7)) равны соответствующим потенциалам взаимодействия (вытекает из соотношений Гиббса – Гельмгольца) [21, 29].

Результаты исследования

Вычислительный эксперимент на основе приведенной модели ММПЭП дает следующие качественные особенности динамики напряжения на клеммах:

- временные параметры поляризации электролита (включая установление напряжения двойных слоев, напряжения на клеммах и мембране) практически не зависят от количества переданного через внешнюю цепь электрического заряда q и степени износа электродов;
- постоянная времени, характеризующая установление температуры, значительно превышает постоянную времени поляризации электролита при различных степенях разряда;
- установившееся напряжение на клеммах после завершения поляризации электролита уменьшается с увеличением тока разряда;

- установившаяся температура, напротив, увеличивается с ростом тока разряда после завершения поляризации электролита;
- динамика изменения потенциалов на клеммах и двойных слоях электродов показывает качественное сходство при различных значениях тока разряда;
- параметры кривых, описывающих динамику напряжения на клеммах и температуры, изменяются независимо друг от друга с вариацией параметров модели ЛИА. Однако при уменьшении активной площади электродов из-за процессов старения [27, 30] наблюдается связь между параметрами начальных и последующих участков разрядных кривых;
- при высоких токах разряда (порядка 2,6–3С) начальные участки кривых напряжения становятся более пологими, что связано с уменьшением сопротивления двойных слоев ЛИА по мере роста температуры аккумулятора (как показано в уравнениях (13) и (14)).

Из приведенного качественного анализа аналитическое выражение динамики напряжения в процессе разряда ЛИА постоянным током примет вид

$$U_{\text{дв}}^{(+)}(t) = U_{\text{дв}}^{*(+)} U_{\text{пол}}^{(+)}(t) \left(1 - \Delta U_{+}^{*}(I) - K_Q^{(+)} q - \sum_{k=1}^{N_Q^{U^{(+)}}} \frac{A_{Q,k}^{U^{(+)}}(I)}{\left(1 - \omega(I) \frac{q}{Q_{(\text{разр})}^{*} U_{+}}\right)^k} \right); \quad (17)$$

$$U_{\text{дв}}^{(-)}(t) = U_{\text{дв}}^{*(-)} U_{\text{пол}}^{(-)}(t) \left(1 - \Delta U_{-}^{*}(I) - K_Q^{(-)} q - \sum_{k=1}^{N_Q^{U^{(-)}}} \frac{A_{Q,k}^{U^{(-)}}(I)}{\left(1 - \omega(I) \frac{q}{Q_{(\text{разр})}^{*} U_{-}}\right)^k} \right); \quad (18)$$

$$U_{\text{пол}}^{(+)}(t) = 1 + \Delta \bar{U}_{\text{пол}}^{(+)}(t) \sum_{k=1}^{N_{\text{пол}}^{(+)}} \alpha_{\text{пол},k}^{(+)}(I) \left| \Delta \bar{U}_{\text{пол}}^{(+)}(t) \right|^{k-1}, \quad \Delta \bar{U}_{\text{пол}}^{(+)}(t) = \Delta \bar{U}_{\text{пол},0}^{(+)} \exp(-\lambda_{\text{пол}}^{(+)} t); \quad (19)$$

$$U_{\text{пол}}^{(-)}(t) = 1 + \Delta \bar{U}_{\text{пол}}^{(-)}(t) \sum_{k=1}^{N_{\text{пол}}^{(-)}} \alpha_{\text{пол},k}^{(-)}(I) \left| \Delta \bar{U}_{\text{пол}}^{(-)}(t) \right|^{k-1}, \quad \Delta \bar{U}_{\text{пол}}^{(-)}(t) = \Delta \bar{U}_{\text{пол},0}^{(-)} \exp(-\lambda_{\text{пол}}^{(-)} t); \quad (20)$$

$$\Delta \bar{U}_m(t) = \Delta \bar{U}_{m,0} \exp\left(-\frac{t}{\tau_m}\right), \quad q = q_0 + It; \quad (21)$$

$$U(t) = U_{\text{дв}}^{(+)}(t) + U_{\text{дв}}^{(-)}(t) + (\Delta \bar{U}_m(t) + 1)IR_m - IR_{\text{кл}}, \quad (22)$$

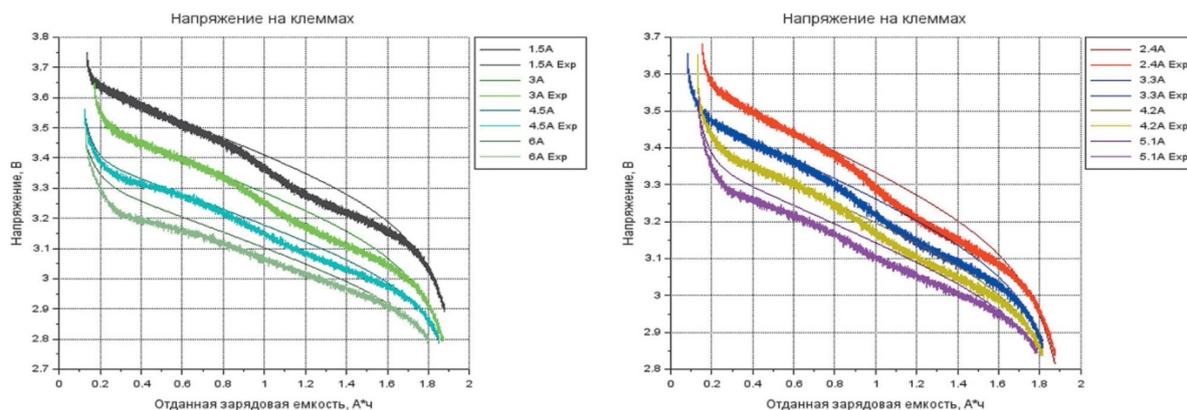


Рис. 1. Модель и экспериментальные данные разрядного напряжения на клеммах ЛИА для тока разряда от 1,5 до 6 А

Fig. 1. Model and experimental data of discharge voltage at the terminals of a lithium-ion battery for discharge current from 1.5 to 6 A

где $R_{кл}$, R_m – сопротивления клемм и мембраны; $\lambda_{пол}^{(+)} > 0$, $\lambda_{пол}^{(-)} > 0$ – обратные постоянные времени поляризации положительного и отрицательного электродов; $t_m > 0$ – постоянная времени поляризации мембраны; $Q_{(разр)U^+}^*$, $Q_{(разр)U^-}^*$ – постоянные заполнения положительного и отрицательного электродов при разряде; $K_Q^{(+)}$, $K_Q^{(-)}$ – постоянные ЭДС двойных слоев положительного и отрицательного электродов ЛИА; $\Delta U_+^*(I)$, $\Delta U_-^*(I)$ – постоянные составляющие напряжения двойных слоев положительного и отрицательного электродов после поляризации; $U_{дв}^{*(+)}$, $U_{дв}^{*(-)}$ – стандартные электродные потенциалы положительного и отрицательного электродов; $A_{Q,k}^{U(+)}(I)$, $A_{Q,k}^{U(-)}(I)$ – коэффициенты заполнения положительного и отрицательного электродов ЛИА по напряжению; $\alpha_{пол,k}^{(+)}(I)$, $\alpha_{пол,k}^{(-)}(I)$ – коэффициенты поляризации по напряжению положительного и отрицательного электродов; q_0 , $\Delta \bar{U}_{пол,0}^{(+)}$, $\Delta \bar{U}_{пол,0}^{(-)}$, $\Delta \bar{U}_{m,0}$ – начальные значения перенесенного через внешнюю цепь заряда и поляризационных отклонений напряжений положительного и отрицательного двойных слоев и мембраны.

Из (17)–(22) видно, что зависимости параметров $\Delta U_+^*(I)$, $\Delta U_-^*(I)$, $A_{Q,k}^{U(+)}(I)$, $k = 1$, $N_Q^{U(+)}$, $A_{Q,k}^{U(-)}(I)$, $k = 1$, $N_Q^{U(-)}$, $\alpha_{пол,k}^{(+)}(I)$, $k = 1$, $N_{пол}^{(+)}$, $\alpha_{пол,k}^{(-)}(I)$, $k = 1$, $N_{пол}^{(-)}$ задаются с использованием сплайновой интерполяции.

Из рис. 1 видно, что аналитические выражения (17)–(22) хорошо описывают экспериментальные данные динамики напряжения при токах, не превышающих 2,8–3С. «Впадина» на графике экспериментальной кривой напряжения на клеммах ЛИА относительно расчетной обусловлена более сложной зависимостью сопротивления двойных слоев от числа молей Li, ионы которых интеркалированы в соответствующие электроды. Числа молей в свою очередь определяются отданной зарядовой емкостью ЛИА. Отклонения расчетных значений напряжения от экспериментальных при больших токах разряда обуславливаются нагревом ЛИА и зависимостью сопротивления двойных слоев от температуры, которая в аналитической модели не отражена. Для устранения приведенных погрешностей необходимо дальнейшее совершенствование предложенной аналитической модели: учет зависимости сопротивления двойных слоев от температуры и более сложной зависимости сопротивления двойных слоев от числа ионов Li, интеркалированных в соответствующие электроды.

Из рис. 2 видно, что, идентифицировав параметры модели напряжения, можно моделировать динамику напряжения двойных слоев ЛИА, причем качественное поведение напряжения соответствует результатам экспериментальных исследований.

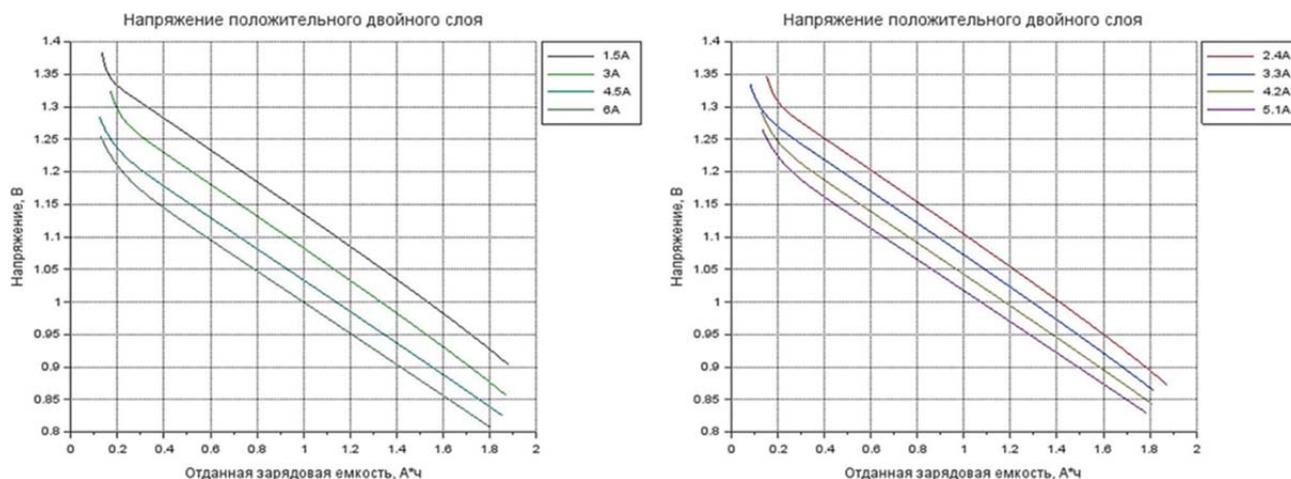


Рис. 2. Модель разрядного напряжения положительного двойного слоя ЛИА
Fig. 2. Discharge voltage model of positive double layer lithium-ion accumulator

Заключение

Модели, построенные с использованием метода математического прототипирования энергетических процессов, обладают значительными преимуществами, особенно при описании сложных систем, таких как литийионные аккумуляторы, в сравнении с иными подходами к моделированию. Эти модели строго основаны на фундаментальных физических принципах, включая законы сохранения энергии, массы, заряда, а также первое и второе начала термодинамики, что обеспечивает их высокую точность и физическую корректность. Это обеспечивает физическую корректность моделей и исключает противоречия в описании процессов. Метод применим к механическим, тепловым, химическим и электрическим процессам, что позволяет объединять различные физико-химические явления в рамках единой модели, что особенно важно для таких комплексных систем, как аккумуляторные батареи.

Метод учитывает структуру системы через топологическую матрицу $V(x, U, p)$, это позволяет описывать взаимосвязи между состояниями и процессами. В отличие от упрощенных моделей, например Rint, Шеферда или Тевенина, ММПЭП учитывает такие нелинейности, как поляризация электродов, разность потенциалов двойных слоев, тепловые и диффузионные эффекты. Однако метод дает достаточно большие и сложные модели.

Целесообразно из полученных моделей с применением ММПЭП, используя вычислительный эксперимент, получать усовершенствованные аналитические модели описанных в статье подходов. Это новая задача, требующая дальнейших исследований. Таким образом, на основе вычислительного эксперимента можно получить качественный анализ динамик и перекрестных связей. Обладая качественным анализом динамик и перекрестных связей, мы получаем аналитическое выражение (17)–(22). Приведенная в статье модель является расширением модели Шеферда.

Модели на основе ММПЭП подходят для прогнозирования состояния системы (например, остаточной емкости аккумулятора) и диагностики отказов (например, начальных стадий деградации или теплового разгона). Кроме того, ММПЭП позволяет создавать цифровые двойники систем, которые применяются для мониторинга, управления и оптимизации работы батарей.

Одним из существенных преимуществ метода является возможность его оптимизации, например путем упрощения модели через замену базиса функциональных разложений, что обеспечивает возможность аналитического приближения решений [7]. В сравнении с методами машинного обучения, описанными в работах [14, 15], ММПЭП не требует больших наборов экспериментальных данных для обучения, так как и обеспечивает более высокую физическую интерпретируемость результатов.

Современные тенденции указывают на перспективность гибридных подходов, где физико-химическое ядро дополняется методами машинного обучения (ML) для уточнения и онлайн-обновления параметров модели. Для дальнейшего развития метода представляется перспективным:

- 1) расширение модели для учета эффектов старения аккумуляторов;
- 2) интеграция методов машинного обучения для повышения точности прогнозирования;
- 3) разработка упрощенных версий модели для применения в системах реального времени.

Таким образом, метод математического прототипирования является мощным инструментом для моделирования литий-ионных аккумуляторов, сочетая физическую корректность, универсальность и высокую точность. Его дальнейшее развитие может значительно улучшить возможности проектирования и управления аккумуляторными системами.

Список литературы

1. Левин А.В., Халютин С.П., Жмуров Б.В. Тенденции и перспективы развития авиационного электрооборудования // Научный вестник МГТУ ГА. 2015. № 213 (3). С. 50–57.
2. Khalyutin S.P., Starostin I.E., Agafonkina I.V. Generalized method of mathematical prototyping of energy processes for digital twins development [Электронный ресурс] // *Energies*. 2023. Vol. 16, iss. 4. ID: 1933. DOI: 10.3390/en16041933 (дата обращения: 10.08.2024).
3. Zhou R. Theoretical model of lithium iron phosphate power battery under high-rate discharging for electromagnetic launch / R. Zhou, Y. Zhang, L. Gao, J. Li, X. Wu // *International Journal of Mechanical System Dynamics*. 2021. Vol. 1, № 2. Pp. 220–229. DOI: 10.1002/msd2.12014
4. Li K. A practical lithium-ion battery model for state of energy and voltage responses prediction incorporating temperature and ageing effects / K. Li, F. Wei, K.J. Tseng, B.-H. Soong //

IEEE Transactions on Industrial Electronics. 2018. Vol. 65, no. 8. Pp. 6696–6708. DOI: 10.1109/TIE.2017.2779411

5. Shepherd C.M. Design of primary and secondary cells: II. An equation describing battery discharge // *Journal of The Electrochemical Society*. 1965. Vol. 112, no. 7. Pp. 657–664. DOI: 10.1149/1.2423659

6. Bard A.J., Faulkner L.R. *Electrochemical methods: Fundamentals and applications*. 2nd ed. New York: John Wiley and Sons, 2000. 864 p.

7. Старостин И.Е., Дружинин А.А. Аналитическое приближение решений уравнений метода математического прототипирования энергетических процессов путем качественного анализа этих уравнений // *Надежность и качество сложных систем*. 2023. № 2 (42). С. 22–31. DOI: 10.21685/2307-4205-2023-2-3

8. Yu Z. SOH estimation method for lithium-ion battery based on discharge characteristics / Z. Yu, X. Hu, S. Yang, Y. Xu, C. Liu [Электронный ресурс] // *International Journal of Electrochemical Science*. 2022. Vol. 17, iss. 7. ID: 220725. DOI: 10.20964/2022.07.38 (дата обращения: 10.08.2024).

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

10. Campagna N. Battery models for battery powered applications: A comparative study / N. Campagna, V. Castiglia, R. Miceli, D. Miceli, C. Spataro [Электронный ресурс] // *Energies*. 2020. Vol. 13, iss. 16. ID: 4085. DOI: 10.3390/en13225824 (дата обращения: 10.08.2024).

11. Supriyono. Evaluation of the dynamic modeling and discharge performance of a magnesium battery activated by seawater // *International Journal of Technology*. 2018. Vol. 4. Pp. 663–674.

12. Барсегян К.Р., Перепелица М.А., Онищенко Д.О. Разработка математической модели литий-ионной аккумуляторной бата-

реи и ее сравнение с существующими аналогами // Известия МГТУ МАМИ. 2022. Т. 16, № 1. С. 81–88. DOI: 10.17816/2074-0530-104574

13. Hochreiter S., Schmidhuber J. Long Short-Term Memory // Neural Computation. 1997. Vol. 9, iss. 8. Pp. 1735–1780. DOI: 10.1162/neco.1997.9.8.1735

14. Caliwag A.C., Lim W. Hybrid VARMA and LSTM method for lithium-ion battery state-of-charge and output voltage forecasting in electric motorcycle applications [Электронный ресурс] // IEEE Access. 2019. Vol. 7. Pp. 59680–59689. DOI: 10.1109/ACCESS.2019.2914188 (дата обращения: 10.08.2024).

15. Колосницын Д.В. Моделирование и оценка зарядового состояния литий-серного аккумулятора с помощью нейронно-нечеткой сети / Д.В. Колосницын, А.А. Саввина, Л.А. Храмцова, Е.В. Кузьмина, Е.В. Карасева, В.С. Колосницын // Электрохимическая энергетика. 2021. Т. 21, № 2. С. 96–107. DOI: 10.18500/1608-4039-2021-21-2-96-107

16. Doyle M., Fuller T.F., Newman J. Modeling of galvanostatic charge and discharge of the lithium/polymer/insertion cell [Электронный ресурс] // Journal of the Electrochemical Society. 1993. Vol. 140, no. 6. ID: 1526. DOI: 10.1149/1.2221597 (дата обращения: 10.08.2024).

17. Safari M., Delacourt C. Modeling of a commercial Graphite/LiFePO₄ cell using a simplified electrochemical and thermal model [Электронный ресурс] // Journal of The Electrochemical Society. 2011. Vol. 158, no. 5. ID: A562–A571. DOI: 10.1149/1.3567007 (дата обращения: 10.08.2024).

18. Пунт Е.А. Алгоритм синтеза уравнений теплопроводности литийионного аккумулятора для конечных объемов при делении // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 4. С. 50–62. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-4-50-62

19. Gu W.B., Wang C.Y. Thermal and electrochemical coupled modeling of a lithium-ion cell // Electrochemical Engine Center. 2000. Vol. 99-25, no. 1. Pp. 748–762.

20. Эткин В.А. К единой термодинамической теории реальных процессов переноса

са // Информационные процессы, системы и технологии. 2021. № 2 (20). С. 9–18. DOI: 10.52529/27821617_2021_2_2_09

21. Eykhoff P. Systems identification: Parameters and state estimation Eindhoven, London: Wiley-Interscience, 1975. 555 p.

22. Пригожин И., Дефей Р. Химическая термодинамика: пер. с англ. Новосибирск: Наука, 1966. 512 с.

23. Старостин И.Е., Халютин С.П., Париевский В.В. Виды и формы представления основных уравнений метода математического прототипирования энергетических процессов // Электропитание. 2022. № 4. С. 4–14.

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

25. Эткин В.А. Эргодинамическая теория эволюции биологических систем // Информационные процессы, системы и технологии. 2022. Т. 3, № 1 (22). С. 12–24. DOI: 10.52529/27821617_2022_3_1_12

26. Давидов А.О., Жмуров Б.В. Метод диагностики авиационных электрохимических аккумуляторных батарей // Труды международного симпозиума «Надежность и качество», 2016. Т. 2. С. 78–80.

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

28. Эткин В.А. Энергодинамика (синтез теорий переноса и преобразования энергии). СПб.: Наука, 2008. 409 с.

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

30. Багоцкий В.С. Основы электрохимии. Москва: Химия, 1988. 401 с.

References

1. Levin, A.V., Khalyutin, S.P., Zhmurov, B.V. (2015). Trends and prospects of aviation equipment development. *Nauchnyy vestnik MGTU GA*, no. 213 (3), pp. 50–57. (in Russian)
2. Khalyutin, S.P., Starostin, I.E., Agafonkina, I.V. (2023). Generalized method of mathematical prototyping of energy processes for digital twins development. *Energies*, vol. 16, issue 4, ID: 1933. DOI: 10.3390/en16041933 (accessed: 10.08.2024).
3. Zhou, R., Zhang, Y., Gao, L., Li, J., Wu, X. (2021). Theoretical model of lithium iron phosphate power battery under high-rate discharging for electromagnetic launch. *International Journal of Mechanical System Dynamics*, vol. 1, no. 2, pp. 220–229. DOI: 10.1002/msd2.12014
4. Li, K., Wei, F., Tseng, K.J., Soong, B.-H. (2018). A practical lithium-ion battery model for state of energy and voltage responses prediction incorporating temperature and ageing effects. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 65, no. 8, pp. 6696–6708. DOI: 10.1109/TIE.2017.2779411
5. Shepherd, C.M. (1965). Design of primary and secondary cells: II. An equation describing battery discharge. *Journal of The Electrochemical Society*, vol. 112, no. 7, pp. 657–664. DOI: 10.1149/1.2423659
6. Bard, A.J., Faulkner, L.R. (2001). *Electrochemical methods: Fundamentals and applications*. 2nd ed. New York: John Wiley and Sons, 864 p.
7. Starostin, I.E., Druzhinin, A.A. (2023). Analytical approximation of solutions of equations of the method of mathematical prototyping of energy processes by qualitative analysis of these equations. *Reliability and Quality of Complex Systems*, no. 2 (42), pp. 22–31. DOI: 10.21685/2307-4205-2023-2-3 (in Russian)
8. Yu, Z., Hu, X., Yang, S., Xu, Y., Liu, C. (2022). SOH estimation method for lithium-ion battery based on discharge characteristics. *International Journal of Electrochemical Science*, vol. 17, issue 7. ID: 220725. DOI: 10.20964/2022.07.38 (accessed: 10.08.2024).
9. Starostin, I.E., Druzhinin, A.A., Gavrilentsov, S.I. (2023). Using supervised machine learning for constructing mathematical models of systems by the method of mathematical prototyping of energy processes. In: *Trudy mezhdunarodnogo simpoziuma “Nadezhnost i Kachestvo”*, vol. 1, pp. 66–72. (in Russian)
10. Campagna, N., Castiglia, V., Miceli, R., Miceli, D., Spataro, C. (2020). Battery models for battery powered applications: A comparative study. *Energies*, vol. 13, issue 16. ID: 4085. DOI: 10.3390/en13225824 (accessed: 10.08.2024).
11. Supriyono. (2018). Evaluation of the dynamic modeling and discharge performance of a magnesium battery activated by seawater. *International Journal of Technology*, vol. 4, pp. 663–674.
12. Barsegyan, K.R., Perepeliza, M.A., Onishchenko, D.O. (2022). Mathematical model creation for the lithium-ion battery and its comparing with analogs. *Izvestiya MGTU MAMI*, vol. 16, no. 1, pp. 81–88. DOI: 10.17816/2074-0530-104574 (in Russian)
13. Hochreiter, S., Schmidhuber, J. (1997). Long Short-Term Memory. *Neural Computation*, vol. 9, issue 8, pp. 1735–1780. DOI: 10.1162/neco.1997.9.8.1735
14. Caliwag, A.C., Lim, W. (2019). Hybrid VARMA and LSTM method for lithium-ion battery state-of-charge and output voltage forecasting in electric motorcycle applications. *IEEE Access*, vol. 7, pp. 59680–59689. DOI: 10.1109/ACCESS.2019.2914188 (accessed: 10.08.2024).
15. Kolosnitsyn, D.V., Savvina, A.A., Khramtsova, L.A., Kuzmina, E.V., Karaseva, E.V., Kolosnitsyn, V.S. (2021). Simulation and estimation of lithium-sulfur battery charge state using fuzzy neural network. *Electrochemical Energetics*, vol. 21, no. 2, pp. 96–107. DOI: 10.18500/1608-4039-2021-21-2-96-107 (in Russian)
16. Doyle, M., Fuller, T.F., Newman, J. (1993). Modeling of galvanostatic charge and discharge of the lithium/polymer/insertion cell. *Journal of the Electrochemical Society*, vol. 140, no. 6. ID: 1526. DOI: 10.1149/1.2221597 (accessed: 10.08.2024).

17. **Safari, M., Delacourt, C.** (2011). Modeling of a commercial Graphite/LiFePO₄ cell using a simplified electrochemical and thermal model. *Journal of The Electrochemical Society*, vol. 158, no. 5. ID: A562–A571. DOI: 10.1149/1.3567007 (accessed: 10.08.2024).

18. **Punt, E.A.** (2024). Algorithm for the synthesis of equations of thermal conductivity of lithium-ion accumulator for finite volumes during division. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 27, no. 4, pp. 50–62. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-4-50-62 (in Russian)

19. **Gu, W.B., Wang, C.Y.** (2000). Thermal and electrochemical coupled modeling of a lithium-ion cell. *Electrochemical Engine Center*, vol. 99–25, no. 1, pp. 748–762.

20. **Etkin, V.A.** (2021). To a unified thermodynamic theory of real transfer processes. *Information Processes, Systems, and Technologies*, no. 2 (20), pp. 9–18. DOI: 10.52529/27821617_2021_2_2_09 (in Russian)

21. **Eykhoff, P.** (1975). Systems identification: Parameters and state estimation Eindhoven, London: Wiley-Interscience, 555 p.

22. **Prigogine, I., Defay, R.** (1954). Chemical Thermodynamics. Published by Longman, 419 p.

23. **Starostin, I.E., Khalyutin, S.P., Parievskiy, V.V.** (2022). Types and forms of representation of the basic equations of the method of mathematical prototyping of energy processes. *Elektropitaniye*, no. 4, pp. 4–14. (in Russian)

24. **Starostin, I.E., Stepankin, A.G.** (2019). Software implementation of modern

nonequilibrium thermodynamics methods and simulation system for physicochemical processes SimulationNonEqProcSS v.0.1.0: Monograph. Beau Bassin, Mauritius: Lambert Academic Publishing, 127 p. (in Russian)

25. **Etkin, V.A.** (2022). Ergodynamic theory of biological systems evolution. *Information Processes, Systems, and Technologies*, vol. 3, no. 1 (22), pp. 12–24. DOI: 10.52529/27821617_2022_3_1_12 (in Russian)

26. **Davidov, A.O., Zhmurov, B.V.** (2016). Method for diagnosing aviation electrochemical batteries. In: *Trudy mezhdunarodnogo simpoziuma “Nadezhnost i Kachestvo”*, vol. 2, pp. 78–80. (in Russian)

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

28. **Etkin, V.A.** (2008). Energodynamics (Synthesis of theories of energy transfer and conversion). St. Petersburg: Nauka, 409 p. (in Russian)

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

30. **Bagotskiy, V.S.** (1988). Fundamentals of Electrochemistry. Moscow: Khimiya, 401 p. (in Russian)

Сведения об авторе

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

Information about the author

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

Поступила в редакцию	17.01.2025	Received	17.01.2025
Одобрена после рецензирования	10.03.2025	Approved after reviewing	10.03.2025
Принята в печать	22.05.2025	Accepted for publication	22.05.2025

УДК 004.946

DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-3-25-35

Extended reality technologies in higher education

A.L. Gorbunov¹

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

Abstract: In the last few years, the topic of extended (i.e. virtual or augmented) reality in education has become so popular among researchers that it creates problems when preparing reviews of papers on the topic: a search of Scopus and Web of Science databases alone yields to several thousand results, which obviously indicates the relevance and very high demand for this tool. However, the majority of publications are dedicated to pilot studies exploring the integration of extended reality technologies in educational settings. They either do not address or only peripherally touch upon conventional educational practices, with the exception of IT-related courses. Additionally, there is a dearth of studies utilizing established methodologies for the quantitative evaluation of research outcomes. This paper aims to fill these gaps. It describes the use of a specially developed augmented reality application in practical classes for four years (2021–2024) in the training of aviation university students majoring in air traffic control. The NASA-TLX test, which has become the de facto aerospace industry standard for evaluating the usage of new technologies and is widely adopted in other industries, was employed to objectively quantify this work. The long-term application and the validated assessment tool suggest that the findings and recommendations based on them can serve as a sound basis for planning further research and practical implementation of these technologies in higher education.

Key words: aviation, higher education, extended reality.

For citation: Gorbunov, A.L. (2025). Extended reality technologies in higher education. Civil Aviation High Technologies, vol. 28, no. 3, pp. 25–35. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-3-25-35

Технологии расширенной реальности в высшем образовании

А.Л. Горбунов¹

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

Аннотация: В последние несколько лет тематика расширенной (то есть виртуальной или дополненной) реальности в образовании приобрела такую популярность среди исследователей, что создает проблемы при подготовке обзоров работ по направлению: поиск только по базам Scopus и Web of Science дает несколько тысяч результатов, и это очевидно свидетельствует об актуальности и очень высокой востребованности данного инструментария. Однако большинство публикаций посвящено пилотным экспериментам по применению технологий расширенной реальности в образовании, они не затрагивают регулярную учебную практику (исключение – курсы для студентов IT-специальностей) и не используют проверенные методы для количественной оценки результатов исследований. Настоящая статья призвана заполнить указанные пробелы. Описывается использование в течение четырех лет (2021–2024) специально разработанного приложения дополненной реальности на практических занятиях при обучении студентов авиационного университета со специализацией на управлении воздушным движением. Это первый подобный опыт в вузах России. Для объективной количественной оценки этой работы применялся тест NASA-TLX, ставший де-факто стандартом авиакосмической индустрии при оценивании использования новых технологий и получивший широкое распространение в иных отраслях. Многолетнее применение и проверенный инструмент оценки позволяют предполагать, что полученные результаты и основанные на них рекомендации могут служить надежной основой для планирования дальнейших исследований и практического внедрения настоящих технологий в высшем образовании.

Ключевые слова: расширенная реальность, высшее образование.

Для цитирования: Горбунов А.Л. Технологии расширенной реальности в высшем образовании // Научный вестник МГТУ ГА. 2025. Т. 28, № 3. С. 25–35. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-3-25-35

Introduction

In the last few years, the topic of extended reality (extended reality, XR), i.e. virtual reality (VR) and augmented reality (AR) technologies in education has become so popular among researchers that it creates serious problems when preparing reviews of papers on the topic: a search of Scopus and Web of Science databases alone yields thousands of results, which obviously indicates the acute relevance and very high demand for this toolkit. However, the majority of publications are devoted to pilot experiments on the application of augmented reality technologies in education, they do not affect at all or very weakly, familiarize regular educational practice (exception – VR/AR courses for students of IT-specialties) and do not use proven methods for quantitative assessment of research results.

In addition, the sophistication of the technologies and, thus, the unestablished terminology may often lead to conceptual contamination which, in turn, brings about ambiguities in research descriptions. Indeed, while there is a more or less broad consensus on the definition of VR, in the context of AR one encounters the terms “mixed reality”, “altered reality”, “enriched reality”, “combined reality”, “augmented reality”, etc., each with its own, often highly subjective definition. We will adhere to the following taxonomy, which has recently begun to prevail: XR is an umbrella term that includes the taxa VR, AR plus various combinations of the former and the latter. VR is a technology that implies complete audio and visual isolation of the user from the real world; the user becomes an element of a completely artificial, computer-generated environment. AR means equal coexistence of the real world objects and virtual, computer-generated objects in the same space.

The present article is intended to fill these gaps. It describes the regular use of a specially developed AR-application during four years (2021–2024) in practical training of aviation students majoring in air traffic control. *There were no requirements for students to have any sort of special knowledge or skills in IT.* This is the first experience of this kind and scale in the universi-

ties of Russia. The NASA-TLX test, which has become a de facto standard in the aerospace industry for evaluating the use of new technologies and has been widely used in other industries, was used for objective quantitative evaluation of this work, which ensures the comparability of the results with other studies.

The need to change the current model of university students’ use of XR applications is demonstrated. The current widespread practice implies either mastering the toolkit for creating XR-products when training IT-specialists, or general familiarization with such products for other students. In the foreseeable future, when AR smart goggles will replace smartphones (as all IT-industry leaders are talking about), the use of AR and VR will become a ubiquitous background, so it is reasonable to switch to special applications that simulate the prospective use of XR in work after higher education.

The main results of this paper are:

- a state-of-the-art methodology for utilizing XR technologies in higher technical education outside of IT;
- reliable quantitative assessments of the results of such use;
- recommendations based on these assessments for the use of XR in higher education.

Literature review

The difficulties in preparing a review of papers on XR in education are due to the explosive growth of their number in recent years, and the strictest filtering criteria do not improve the situation much. Therefore, we will turn to review articles on this topic (the number of which is also large and already counts in dozens), limiting ourselves to publications that a) concern university education and b) are published in journals indexed by the most representative scientmetric databases. The purpose of the review is to verify the assertion that regular application of XR products outside the IT-education sector has not yet come to the attention of researchers.

[1] – the experience of 10 years of teaching a course on VR/AR technologies for postgraduate students is presented, and a comparison to simi-

lar courses in four other universities is given. The specifics of the course imply the students' knowledge of programming skills and working with 3D-graphics packages, which greatly narrows the possibilities of dissemination of this experience.

[2] – review of the reviews (65 sources since 2020) on XR in the STEM (science, technology, engineering, and mathematics) cluster. Benefits: it was performed according to the well-known PRISMA recommendations; after filtering, 17 articles from 6 representative databases of scientific publications IEEE Xplore, ACM Digital Library, Compendex, ERIC, Education Source, and Web of Science were selected for biased analysis. Criticisms: the terminological oddities with definitions of AR and VR, hence ambiguous recommendations; exclusion of non-English articles. Overall conclusion: XR has the potential to transform STEM education by providing students with interactive and engaging learning experiences at different educational levels.

[3] – 105 sources, since 1999. 52 articles from 6 databases Web of Science, Scopus, IEEE Xplore, ERIC, ScienceDirect, and ACM Digital Library on the topic of using XR in teacher education were thoroughly analyzed. The results of a SWOT analysis of XR-based teacher-training education are presented, among which are: benefits – bridges the gap between theory and practice; criticisms – unclear process of knowledge perception; opportunities – maximizes the effect of presence and engagement; threats – high cost.

[4] – 150 sources since 2015. A review of publications on the impact of using XR and related learning analytics on different categories of learners and teachers in different educational systems, including higher education. Selection of articles from Google Scholar, Scopus and IEEE Xplore databases with filtering according to PRISMA guidelines. The results of the study show that increasing motivation and attention, improving students' understanding and performance are the most significant factors affecting all types of learners. Regarding teachers, it is found that XR technologies noticeably help in teaching and professional training and reduce the workload. It is found out that higher education and augmented reality were the dominant educa-

tional system and type of technology in the analyzed works. Most of the researchers prefer to use inquiry forms and online surveys for data collection.

[5] – 191 sources since 2015. Selection of articles from Scopus and Web of Science databases filtered according to PRISMA recommendations on the use of XR-technologies in meta-universes for educational purposes. The potential of AR-technologies for educational platforms in the aviation and space industries is especially noted.

[6] – 73 sources since 2020. Selection of articles from Scopus and Web of Science databases filtered according to PRISMA-S recommendations on the use of XR-technologies for educational purposes in higher education (mainly STEM cluster) in metauniverses. In addition to fairly standard conclusions regarding the improvement of the effectiveness of university education through XR-technologies, the opportunities that XR opens up for distance tuition are pointed out.

[7] – 77 sources since 2017, the result of filtering a primary array of 1536 articles obtained from the Scopus database. The results show that the adoption of XR technologies in education has grown exponentially in recent years, with portable devices having made a significant contribution to this development. A lack of appropriate criteria for evaluating research on augmented and virtual reality in education has been revealed.

[8] – 52 sources from 2017 to 2021. Selected publications on XR topics in higher education from a number of databases including IEEE Xplore, ProQuest, and Scopus. After filtering according to PRISMA guidelines, 12 studies have been detailed, mostly using Microsoft HoloLens AR smartphones. The studies show that augmented reality has the potential to improve learning in universities, especially in medical and STEM clusters.

[9] – 36 sources since 1997. PRISMA recommendations were used to select publications on XR + AI in higher education. It is concluded that augmented reality in higher education has a promising potential to improve teaching and learning, but its successful implementation re-

quires careful consideration of the aspects of the theory of education, availability and overcoming technological barriers.

[10] – 92 sources (PRISMA selection) from 12 educational technology journals from 2009 to 2020 on the topic of AR in education were analyzed. Emphasis is placed on comparative studies and it is shown that 80% have problematic methodological issues. Taking as axiomatic the thesis about the general effectiveness of AR in education, the authors discuss the questions of where and how to effectively use educational AR tools.

[11] – 73 papers on AR in education (mainly university) were selected from Science Direct, Scopus, Google Scholar, Web of Science, MDPI, PubMed, IEEEExplore, and ACM Digital Library databases using the PRISMA protocol. It is shown that almost two-thirds (61.90%) of the articles utilized specially designed questionnaires as evaluation tools. SUS was the most widely used of the known tools ($n = 7$, 11.11%), followed by IMMS ($n = 4$, 6.35%) and QUIZ ($n = 3$, 4.76%). TUES, AM, So ASSES, QLIS, PEURA-E, NASA-TLX, OARM, IMI, HARUS and CLS were used in one study each (an example of NASA-TLX use is [12]). Thus, most researchers evaluated the effectiveness of educational AR applications subjectively using specially designed unreliable instruments, this fact makes the results incommensurable. In addition, the limited number of participants and the short duration of pilot testing prevent generalization of the results obtained.

Let us consider two typical works on pilot experiments for XR in higher education. The authors of the article [13] describe a study of the influence of university students' use of AR tools on their assessment of their own ability to master academic material. AR has been proved to increase this assessment. At the same time, neither the learning environment nor the specifics of the tasks to be solved affect the desire to use AR. The article [14] investigates the way the role-playing games in XR influence students' independent work in higher education institutions. A qualitative evaluation approach was used. The results obtained suggest that incorporating XR into higher education practices has a positive

impact on self-study by promoting active student engagement and meaningful learning experiences. In addition, students perceive these immersive learning methods as a means of bridging the gap between virtual and real learning environments, which ultimately leads to improved learning performance.

In conclusion, let us introduce a few recent papers that match the search term “XR + university” and date back to 2025. An article [15] on higher aviation education presents the results of the experiment on upgrading the curriculum to reflect the latest XR practices in aircraft maintenance. The article [16] focuses on the use of XR technologies in university (mostly) libraries. It is noted that XR tools dramatically facilitate such procedures as checking the availability of books on the shelves, inventory and search for lost items, contribute to the expansion of search capabilities of readers, but the lack of experience of library staff and financial resources causes the current “laboratory” condition of the issue. A review [17] provides insight into the use of XR in university foreign language learning. As a result of the authors' analysis of experimental activities in this sector, they identified six types of activities that are situational for the use of XR technologies and formulated recommendations, the most significant of which is the transition from outdated VR tools to AR.

The absence of papers on the regular use of XR in the practice of higher education outside the IT sphere in the reviewed array of publications is quite understandable due to the novelty of this toolkit. The more interesting is the real experience of such use, described below, which was carried out taking into account the information of publications on the implementation of pilot experiments.

Method

From 2021 to 2024, the practical classes on the subject “Innovative Technologies in Air Traffic Control (ATC)” at the Moscow State Technical University of Civil Aviation were carried out by students using a special AR application OKO Labs for mobile devices (iOS and An-



Fig. 1. A practical lesson in augmented reality mode

droid) developed by “Aviareal” LLC. The purpose of the sessions was to familiarize students with modern methods of air surveillance, which are adequate to the situation of mass appearance of unmanned aerial vehicles in the airspace. At the end of each class, the students evaluated their academic work by means of the NASA-TLX test presented by an automated computerized version. The one and a half hour sessions were conducted weekly during the spring semester from February to May, with 6 different exercises, each involving between 56 and 65 students.

The AR-application of OKO Labs (which students install on their smartphones or tablet computers) displays virtual air traffic simulating the movement of aircraft in the combined sectors West-1 and West-2 of the Moscow ATC zone against the background of a picture of a mobile device camera observing special markers for positioning virtual objects. Some of virtual aircraft are in a situation of a near miss (the most frequent abnormal situation in aeronautical practice) both when moving at the same flight level with converging, opposite and same direction overtaking courses, and when changing one flight level for the other. The aircraft proximity a distance of less than 10 km or less horizontally and less than 300 meters vertically is considered dangerous. OKO Labs positions virtual objects using special graphic markers with SLAM support (autonomous positioning technology), if the model of the mobile device allows it.

Air traffic monitoring is performed in AR mode within the wireless local network with

simultaneous display of the virtual air situation on the screens of mobile devices of all system users. The user’s task is to timely detect and signal threats of dangerous aircraft approach. The work is performed by all students simultaneously in a single AR space (fig. 1) and in a competitive mode: students try to determine the occurrence of the threat of dangerous aircraft proximity as early as possible, whenever any student registers a threat (fig. 2), information about it appears on the screens of other students’ devices. Timely signals about threats of dangerous approach are rewarded with prize points (depending on the time from signaling to the moment of approach and on the order in which the threat is recorded), unnoticed threats and false alarms are penalized.

The session is controlled by the instructor on the computer with the server part of the application. At the beginning of the lesson, the instruc-

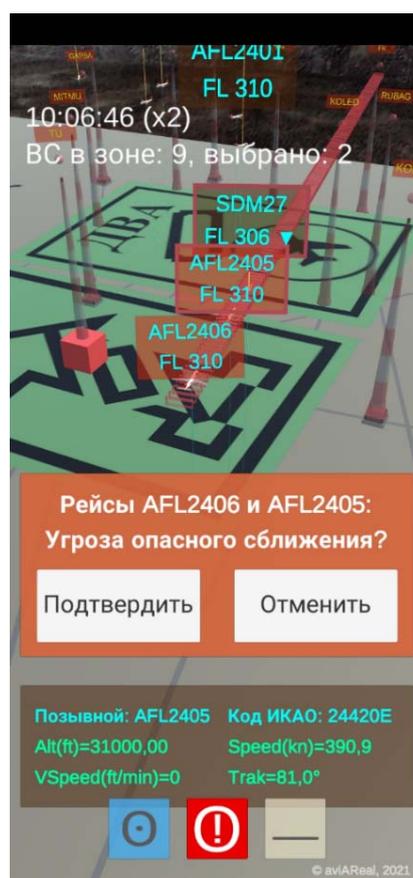


Fig. 2. Registration of the potential near miss (Top to bottom, left to right: aircraft in the area; 2 selected, flights AFL 2406 and AFL 2405: Is there a near miss; Confirm; Cancel; Callsign AFL 2405, ICAO code 24420E)

tor downloads the next exercise from the server via wireless network to the client parts of the application. The exercises differ in the types of near misses of aircraft. Upon completion of the exercise, the instructor displays information about the points scored by the students on the projector screen in the classroom. The scores were counted after the student had sent his/her NASA-TLX test results [18].

The main advantage of air traffic monitoring in AR space is the ability to view what is happening from any point in space and at any scale by moving the mobile device, which significantly increases the probability of early detection of near miss. Using the application, the student can:

- observe aircraft from any angle and their information banners (flight number and altitude in FLs), navigation waypoint markings;
- select an aircraft to receive a form with additional information and display its flight plan (air corridor (airway) from red frames in Figure 2) – click on the aircraft banner;
- select several aircraft and reset the selection (click any point on the screen outside the banners);
- use the service menu buttons at the bottom of the screen (fig. 2): blue on the left – call the control panel, red in the middle – message about dangerous approach, gray on the right – mode of underlying surface transparency for the virtual scene.

The students had to undergo each exercise 2 times at an interval of 1 week: the first time in the familiarization and training mode, the second time – with fixation of the scored points. The stimulating factor was a simplified procedure of passing the credit test for those whose result was higher than the threshold of 90% of the difference between the maximum and minimum values of the scored points of the students of the group.

The results

The results of statistical processing of data (student scores and NASA-TLX factor scores) for 2022 and 2023 are presented. The 2021 data are omitted because in the first year, the meth-

odology for conducting classes using the AR application was being refined. The 2024 data are omitted because there was a change in the conditions for using the AR application in that year. Nevertheless, the recommendations below are based on the practice of all four years of XR-enabled lessons.

Before processing, the data were filtered to reject anomalous values by the criterion of the ratio of the centered random variable to the standard deviation, and then tested for independence by the Abbe-Helmert criterion and normality by the Kolmogorov-Smirnov criterion. Statistical significance of the processing results was checked by means of one-factor analysis of variance for the significance level of 0.05.

Figure 3 shows the change in mean values of the NASA-TLX factors over the 12 weeks of the spring semester. The NASA-TLX test is a multivariate rating procedure, a weighted average based on 6 rating factors:

- 1) mental workload;
- 2) physical workload;
- 3) pace-related workload;
- 4) productivity;
- 5) effort expended;
- 6) dissatisfaction.

Factors 1–3 are related to the stresses on the subject, factors 4–6 are related to the interaction between the subject and the task at hand.

NASA-TLX includes the stages of evaluating weights and factors. In the first step, test takers assign weights to factors according to their ideas on their contribution to the final load. This information is used to identify differences in expert approaches and differences in the importance of criteria for the tasks. In the second stage, subjects evaluate the factors themselves using a scale divided into 20 sections, each section having a weight of 5, with a minimum score value of 0 and a maximum score value of 100. The scales are provided with oppositional descriptors. Students practiced evaluating the factors while trying out the test tasks.

The indicator of factor 4 (“Performance”) is close to the indicator “Score”, but if the former is a subjective self-assessment, the latter is an objective “external” assessment. This circum-

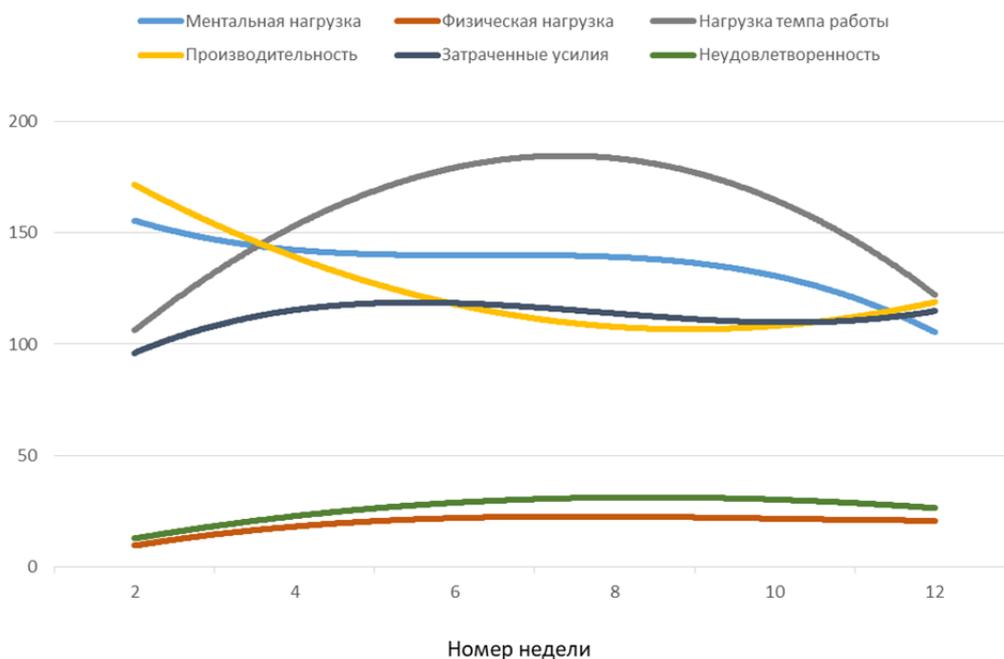


Fig. 3. The dynamics of changing of the NASA-TLX factors during the academic semester. Polynomial smoothing of degree 3
(Top to bottom, left to right: mental workload; physical workload; pace-related workload; productivity; effort expended; dissatisfaction; number of the week)

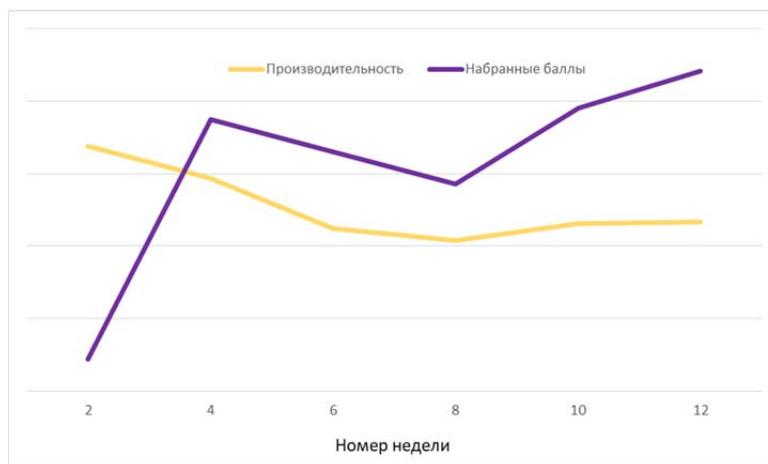


Fig. 4. The change in the average values of the NASA-TLX Performance factor and the Score during the academic semester
(Top to bottom, left to right: performance factor; score; number of the week)

stance allows the use of scored points to verify NASA-TLX data, as demonstrated in Figure 4.

Discussion and conclusion

The graphs in Figure 4 confirm the effectiveness of NASA-TLX factors as assessments of

the results of XR-technologies application in the learning process, as they show high correlation starting from the fourth week. The starting divergence in the second week for the “Score” is obviously explained by the insufficient readiness of the users at the beginning of the period to use the new toolkit despite the fact that by this time

the users have already used it twice in practice – at the first familiarization and the first training sessions.

The period of starting instability is also indicated by the behavior of all other factors in Figure 3, except for “Dissatisfaction” and “Physical activity” – these have predictably low and almost unchanging values. The factor “Effort expended” also changes little during 12 weeks, its fluctuations can be associated with the specifics of the exercises performed.

A strong rise by week 8 and then a decrease in the values of the “Pace-Related Workload” factor is most likely due to the peak of competitiveness in the lessons followed by adaptation to the game environment of interaction between users. The “Mental Load” factor expectedly decreased after an initial relatively high value as the user mastered the skills of solving the proposed tasks using the AR application. Finally, the behavior of the “Productivity” factor may be explained by the disappearance of the initial euphoria from using a new unusual tool.

A huge array of publications on the “topic of XR in education” makes it unnecessary to discuss the usefulness of these technologies in educational practice, so as a conclusion we will give a number of recommendations based on the experience of using XR-technologies in the university educational process, taking into account the analysis of graphs in Figure 3.

1) Currently, all (sic!) key players in the IT market consider XR as the next (after the spread of smartphones) “big wave” of revolutionary changes in mass digital technology, expecting the arrival of this wave within a few years. Therefore, it is fair enough to expect that the application of AR (or to a lesser extent, VR) will touch upon almost any professional activity, and this fact determines the dominant model of XR implementation in higher education in the form of preparation for the use of these technologies in the work of professionals after graduation. *I.e. the management of higher education should think about the prospects of profile applications of XR and ensure the introduction of relevant fragments in the curriculum.* An example is the experience described above: modern methods of air traffic control system observation on flat

screens with the emergence of thousands of online shopping delivery drones (the near future of mass retail) become useless, the solution to the problem is to work in a three-dimensional XR environment with first person view control. This is exactly the kind of experience that OKO Labs’ AR-enabled classes provide for the students.

2) The most appropriate type of XR-technologies for use in educational practice is the AR, which is free from negative effects on the vestibular apparatus of students (unlike VR), allows to involve real world objects in the educational procedure and to increase the didactic efficiency due to the advantages of AR compared to VR. These advantages are related to the parallel coexistence of virtual and real objects in AR, among which the following can be emphasized:

a. The real extends the virtual – in VR the user’s sensory experience is predominantly limited to video and audio effects, whereas in AR the whole range of real-world sensations is present.

b. The virtual expands the real – in AR it is possible to simulate situations that are impossible or unsafe to create in the real world, while remaining within its framework.

c. Natural interface – in AR the control of virtual objects by pupil movement, voice and gestures makes user-computer interaction extremely easy.

d. Communication between virtual and real objects, effectively maintained in learning systems.

3) When using AR in a regular learning process with dozens of students, the high cost of wearable devices like Hololens or Vision Pro leaves only one opportunity for visual implementation of AR environment – through applications using smartphone cameras.

4) The diversity of mobile device models among students leads to positioning of virtual objects in AR by means of graphical markers with the connection of autonomous SLAM positioning if the mobile device model supports it.

5) “On-the-job” sessions should be preceded by at least 3–4 familiarization and training sessions.

6) The transitional processes associated with mastering a new training procedure using XR last at least 10 sessions, which should be taken into account when planning the training process.

7) Introducing an edutaining, competitive element into the training procedure is an effective means of motivating students to complete tasks thoroughly.

8) It is very useful to motivate students to take the NASA-TLX test after each session, which, when implemented using a computer (e.g., as an Excel spreadsheet with built-in macros, as was the case here), makes testing unencumbered and provides reliable, comparable performance assessments.

References

1. **Marques, B., Santos, B.S., Dias, P.** (2024). Ten years of immersive education: Overview of a virtual and augmented reality course at postgraduate level. *Computers & Graphics*, vol. 124, ID: 104088. DOI: 10.1016/j.cag.2024.104088 (accessed: 12.01.2025).
2. **Zhang, Y., Feijoo-Garcia, M.A., Gu, Y., Popescu, V., Benes, B., Magana, A.J.** (2024). Virtual and augmented reality in science, technology, engineering, and mathematics (STEM) education: An umbrella review. *Information*, vol. 15, issue 9, ID: 515. DOI: 10.3390/info15090515 (accessed: 12.01.2025).
3. **Wang, Q., Li, Y.** (2024). How virtual reality, augmented reality and mixed reality facilitate teacher education: A systematic review. *Journal of Computer Assisted Learning*, vol. 40, issue 3, pp. 1276–1294. DOI: 10.1111/jcal.12949
4. **Sakr, A., Abdullah, T.** (2024). Virtual, augmented reality and learning analytics impact on learners, and educators: A systematic review. *Education and Information Technologies*, vol. 29, pp. 19913–19962. DOI: 10.1007/s10639-024-12602-5
5. **Jagatheesaperumal, S., Ahmad, K., Al-Fuqaha, A., Qadir, J.** (2024). Advancing education through extended reality and internet of everything enabled metaverses: applications, challenges, and open issues. In: *IEEE Transactions on Learning Technologies*, vol. 17, pp. 1120–1139. DOI: 10.1109/TLT.2024.3358859
6. **Pregowska, A., Osial, M., Gajda, A.** (2024). What will the education of the future look like? How have Metaverse and Extended Reality affected the higher education systems? *Metaverse Basic and Applied Research*, vol. 3. ID: 57. DOI: 10.56294/mr202457 (accessed: 12.01.2025).
7. **Al-Ansi, A.M., Jaboob, M., Garad, A., Al-Ansi, A.** (2023). Analyzing augmented reality (AR) and virtual reality (VR) recent development in education. *Social Sciences & Humanities Open*, vol. 8, issue 1. ID: 100532. DOI: 10.1016/j.ssaho.2023.100532 (accessed: 12.01.2025).
8. **Banjar, A., Xu, X., Iqbal, M.Z., Campbell, A.** (2023). A systematic review of the experimental studies on the effectiveness of mixed reality in higher education between 2017 and 2021. *Computers & Education: X Reality*, vol. 3. ID: 100034. DOI: 10.1016/j.cexr.2023.100034 (accessed: 12.01.2025).
9. **Marín-Rodríguez, W.J., Andrade-Girón, D.C., Zúñiga-Rojas, M. et al.** (2023). Artificial Intelligence and Augmented Reality in Higher Education: a systematic review. *Data and Metadata*, vol. 2. ID: 121. DOI: 10.56294/dm2023121 (accessed: 12.01.2025).
10. **Buchner, J., Kerres, M.** (2023). Media comparison studies dominate comparative research on augmented reality in education. *Computers & Education*, vol. 195. ID: 104711. DOI: 10.1016/j.compedu.2022.104711 (accessed: 12.01.2025).
11. **Koumpouros, Y.** (2024). Revealing the true potential and prospects of augmented reality in education. *Smart Learning Environments*, vol. 11. ID: 2. DOI: 10.1186/s40561-023-00288-0 (accessed: 12.01.2025).
12. **Xi, N., Chen, J., Gama, F., Riar, M., Hamari, J.** (2023). The challenges of entering the metaverse: An experiment on the effect of extended reality on workload. *Information Systems Frontiers*, vol. 25, pp. 659–680. DOI: 10.1007/s10796-022-10244-x
13. **O'Connor, Y., Mahony, C.** (2023). Exploring the impact of augmented reality on student academic self-efficacy in higher education. *Computers in Human Behavior*, vol. 149. ID: 107963. DOI: 10.1016/j.chb.2023.107963 (accessed: 12.01.2025).

14. **Ríos, L.V., Acosta-Díaz, R., Santana-Mancilla, P.C.** (2023). Enhancing self-learning in higher education with virtual and augmented reality role games: students' perceptions. *Virtual Worlds*, vol. 2, issue 4, pp. 343–358. DOI: 10.3390/virtualworlds2040020

15. **Gauthama, W., Hendra, O., Aswia, P.R., Amalia, D.** (2025). Updating aircraft maintenance education for the modern era: a new approach to vocational higher education. *Higher Education, Skills and Work-Based Learning*, vol. 15, no. 1, pp. 46–61. DOI: 10.1108/HESWBL-11-2023-0314

16. **Shahzad, K., Khan, S.A.K.A., Javed, Y., Ahmad, S.** (2025). Factors influencing the adoption of extended reality (XR) applications in libraries for sustainable innovative services: a systematic literature review (SLR). *The Electronic Library*, vol. 43, issue 1, pp. 22–40. DOI: 10.1108/EL-06-2024-0188

17. **Christou, E., Parmaxi, A., Christoforou, M.** (2025). Implementation and application of extended reality in foreign language education for specific purposes: a systematic literature review. *Universal Access in the Information Society*. 2025. DOI: 10.1007/s10209-025-01191-w (accessed: 12.01.2025).

18. **Hart, S.G.** (2006). NASA-task load index (NASA-TLX); 20 years later. In: *Proceedings of the human factors and ergonomics society annual meeting*, vol. 50, no. 9, pp. 904–908. DOI: 10.1177/154193120605000909

Список литературы

1. **Marques B., Santos B.S., Dias P.** Ten years of immersive education: Overview of a virtual and augmented reality course at post-graduate level [Электронный ресурс] // *Computers & Graphics*. 2024. Vol. 124. ID: 104088. DOI: 10.1016/j.cag.2024.104088 (дата обращения: 12.01.2025).

2. **Zhang Y.** Virtual and augmented reality in science, technology, engineering, and mathematics (STEM) education: An umbrella review / Y. Zhang, M.A. Feijoo-Garcia, Y. Gu, V. Popescu, B. Benes, A.J. Magana [Электронный ресурс] // *Information*. 2024. Vol. 15, iss. 9.

ID: 515. DOI: 10.3390/info15090515 (дата обращения: 12.01.2025).

3. **Wang Q., Li Y.** How virtual reality, augmented reality and mixed reality facilitate teacher education: A systematic review // *Journal of Computer Assisted Learning*. 2024. Vol. 40, iss. 3. Pp. 1276–1294. DOI: 10.1111/jcal.12949

4. **Sakr A., Abdullah T.** Virtual, augmented reality and learning analytics impact on learners, and educators: A systematic review // *Education and Information Technologies*. 2024. Vol. 29. Pp. 19913–19962. DOI: 10.1007/s10639-024-12602-5

5. **Jagatheesaperumal S.** Advancing education through extended reality and internet of everything enabled metaverses: applications, challenges, and open issues / S. Jagatheesaperumal, K. Ahmad, A. Al-Fuqaha, J. Qadir // *IEEE Transactions on Learning Technologies*, 2024. Vol. 17. Pp. 1120–1139. DOI: 10.1109/TLT.2024.3358859

6. **Pregowska A., Osial M., Gajda A.** What will the education of the future look like? How have Metaverse and Extended Reality affected the higher education systems? [Электронный ресурс] // *Metaverse Basic and Applied Research*. 2024. Vol. 3. ID: 57. DOI: 10.56294/mr202457 (дата обращения: 12.01.2025).

7. **Al-Ansi A.M.** Analyzing augmented reality (AR) and virtual reality (VR) recent development in education / A.M. Al-Ansi, M. Jaboob, A. Garad, A. Al-Ansi [Электронный ресурс] // *Social Sciences & Humanities Open*. 2023. Vol. 8, iss. 1. ID: 100532. DOI: 10.1016/j.ssha.2023.100532 (дата обращения: 12.01.2025).

8. **Banjar A.** A systematic review of the experimental studies on the effectiveness of mixed reality in higher education between 2017 and 2021 / A. Banjar, X. Xu, M.Z. Iqbal, A. Campbell [Электронный ресурс] // *Computers & Education: X Reality*. 2023. Vol. 3. ID: 100034. DOI: 10.1016/j.cexr.2023.100034 (дата обращения: 12.01.2025).

9. **Marín-Rodríguez W.J., Andrade-Girón D.C., Zúñiga-Rojas M. и др.** Artificial Intelligence and Augmented Reality in Higher Education: a systematic review [Электронный ресурс] // *Data and Metadata*. 2023. Vol. 2.

ID: 121. DOI: 10.56294/dm2023121 (дата обращения: 12.11.2024).

10. Buchner J., Kerres M. Media comparison studies dominate comparative research on augmented reality in education [Электронный ресурс] // *Computers & Education*. 2023. Vol. 195. ID: 104711. DOI: 10.1016/j.compedu.2022.104711 (дата обращения: 12.01.2025).

11. Koumpouros Y. Revealing the true potential and prospects of augmented reality in education [Электронный ресурс] // *Smart Learning Environments*. 2024. Vol. 11. ID: 2. DOI: 10.1186/s40561-023-00288-0 (дата обращения: 12.01.2025).

12. Xi N. The challenges of entering the metaverse: An experiment on the effect of extended reality on workload / N. Xi, J. Chen, F. Gama, M. Riar, J. Hamari // *Information Systems Frontiers*. 2023. Vol. 25. Pp. 659–680. DOI: 10.1007/s10796-022-10244-x

13. O'Connor Y., Mahony C. Exploring the impact of augmented reality on student academic self-efficacy in higher education [Электронный ресурс] // *Computers in Human Behavior*. 2023. Vol. 149. ID: 107963. DOI: 10.1016/j.chb.2023.107963 (дата обращения: 12.01.2025).

14. Ríos L.V., Acosta-Diaz R., Santana-Mancilla P.C. Enhancing self-learning in higher education with virtual and augmented reality role

games: students' perceptions // *Virtual Worlds*. 2023. Vol. 2, iss. 4. Pp. 343–358. DOI: 10.3390/virtualworlds2040020

15. Gauthama W. Updating aircraft maintenance education for the modern era: a new approach to vocational higher education / W. Gauthama, O. Hendra, P.R. Aswia, D. Amalia // *Higher Education, Skills and Work-Based Learning*. 2025. Vol. 15, no. 1. Pp. 46–61. DOI: 10.1108/HESWBL-11-2023-0314

16. Shahzad K. Factors influencing the adoption of extended reality (XR) applications in libraries for sustainable innovative services: a systematic literature review (SLR) / K. Shahzad, S.A.K.A. Khan, Y. Javed, S. Ahmad // *The Electronic Library*. 2025. Vol. 43, iss. 1. Pp. 22–40. DOI: 10.1108/EL-06-2024-0188

17. Christou E., Parmaxi A., Christoforou M. Implementation and application of extended reality in foreign language education for specific purposes: a systematic literature review [Электронный ресурс] // *Universal Access in the Information Society*. 2025. DOI: 10.1007/s10209-025-01191-w (дата обращения: 12.01.2025).

18. Hart S.G. NASA-task load index (NASA-TLX); 20 years later // *Proceedings of the human factors and ergonomics society annual meeting, 2006*. Vol. 50, no. 9. Pp. 904–908. DOI: 10.1177/154193120605000909

Information about the author

Andrey L. Gorbunov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Air Traffic Management Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, a.gorbunov@mstuca.ru.

Сведения об авторе

Горбунов Андрей Леонидович, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры управления воздушным движением МГТУ ГА, a.gorbunov@mstuca.ru.

Поступила в редакцию	13.02.2025	Received	13.02.2025
Одобрена после рецензирования	10.03.2025	Approved after reviewing	10.03.2025
Принята в печать	22.05.2025	Accepted for publication	22.05.2025

УДК 621.78

DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-3-36-46

Иновационный метод активного термоакустического обследования композитных конструкций воздушных судов

И.А. Давыдов¹

¹*Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации имени главного маршала авиации А.А. Новикова, г. Санкт-Петербург, Россия*

Аннотация: В статье рассматривается инновационный метод активного термоакустического обследования (АТАО) композитных конструкций воздушных судов, направленный на повышение надежности и долговечности материалов. Современные авиационные конструкции все чаще используют композиты, такие как углепластики, обладающие высокой прочностью при малом весе. Однако эксплуатация этих материалов сопряжена с риском возникновения внутренних дефектов – микротрещин, расслоений и пустот, которые сложно выявить традиционными методами. Разработанный метод АТАО включает в себя комплексную систему мониторинга состояния конструкций на основе термоакустического воздействия. Принцип работы заключается в локальном нагреве и акустическом возбуждении материала, что позволяет диагностировать наличие и развитие дефектов в режиме реального времени. Методология построена на математических моделях теплообмена, акустических волн и механических колебаний, описывающих распространение энергии в структуре материала. Представленная методика включает девять ключевых этапов, начиная с подготовки системы контроля, сбора данных и анализа дефектов и заканчивая устранением повреждений и прогнозированием остаточного ресурса конструкции. Применение АТАО позволяет значительно сократить затраты на техническое обслуживание, снизить вероятность аварийных ситуаций, продлить срок службы элементов воздушного судна. Полученные результаты демонстрируют высокую эффективность метода в авиационной отрасли и его потенциал для внедрения в серийное производство.

Ключевые слова: композиционные материалы, авиация, диагностирование дефектов, эксплуатация воздушного транспорта, метод активного термоакустического обследования, математическая модель.

Для цитирования: Давыдов И.А. Иновационный метод активного термоакустического обследования композитных конструкций воздушных судов // Научный вестник МГТУ ГА. 2025. Т. 28, № 3. С. 36–46. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-3-36-46

Innovative method of active thermoacoustic testing for aircraft composite structures

I.A. Davydov¹

¹*St. Petersburg State University of Civil Aviation named after Chief Marshal of Aviation A.A. Novikov, St. Petersburg, Russia*

Abstract: The article presents an innovative method of Active Thermoacoustic Testing (ATAT) for aircraft composite structures, aimed at enhancing material reliability and durability. Modern aviation increasingly employs composites, such as carbon fiber-reinforced polymers, which offer high strength-to-weight ratios. However, the use of these materials carries the risk of internal defects - microcracks, cases of delamination, and voids - that are difficult to detect with conventional methods. The developed ATAT method integrates a comprehensive structural health monitoring system based on thermoacoustic excitation. The principle involves localized heating and acoustic stimulation of the material, enabling real-time diagnostics of defect formation and progression. The methodology is grounded in mathematical models of heat transfer, acoustic wave propagation, and mechanical vibrations, which describe energy distribution within the material structure. The proposed technique comprises nine key stages, from control system preparation and data collection to defect analysis, damage mitigation, and residual lifespan prediction. ATAT implementation significantly reduces maintenance costs, minimizes the risk of failures, and extends the service life of aircraft components. The results demonstrate the method's high efficiency in aviation and its potential for integration into serial production.

Key words: composite materials, aviation, defect diagnostics, aircraft operation, active thermoacoustic testing method, mathematical model.

For citation: Davydov, I.A. (2025). Innovative method of active thermoacoustic testing for aircraft composite structures. Civil Aviation High Technologies, vol. 28, no. 3, pp. 36–46. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-3-36-46

Введение

Современное авиастроение активно использует композитные материалы, такие как углеродные и стеклопластиковые композиты, которые обладают высокой удельной прочностью и малым весом, что делает их незаменимыми для снижения массы воздушных судов и повышения топливной эффективности [1]. Однако, несмотря на их уникальные свойства, эксплуатация композитов сопряжена с рядом сложностей, главной из которых является невозможность визуального обнаружения внутренних дефектов. В процессе эксплуатации конструкции подвергаются механическим нагрузкам, температурным колебаниям и воздействию окружающей среды, что приводит к появлению микротрещин, расслоений и усталостных повреждений, существенно влияющих на долговечность и безопасность воздушного судна.

В традиционных методах технического обслуживания используются периодические инспекции с применением ультразвуковой, рентгеновской и термографической диагностики. Однако эти методы требуют значительных затрат времени и ресурсов, а также не всегда способны выявить скрытые дефекты на ранних стадиях их развития. В связи с этим актуальной задачей является разработка новых методов активного мониторинга, способных в режиме реального времени диагностировать дефекты и предотвращать их критическое развитие [2–4].

В данной статье представлен метод активного термоакустического обследования (АТАО), который сочетает термоакустическое сканирование, активное воздействие и пассивный мониторинг для своевременного выявления, анализа и устранения дефектов. Разработанный подход основан на математическом моделировании теплообмена и меха-

нических колебаний в структуре материала, что позволяет не только обнаруживать повреждения, но и прогнозировать их дальнейшее развитие [5–7]. Данный метод может быть использован для повышения эффективности эксплуатации авиационных конструкций, увеличения их срока службы и снижения эксплуатационных затрат.

Методы исследования

В последние годы широкое распространение получили самодиагностирующие композиционные конструкции, содержащие интегрированные датчики для мониторинга состояния материалов в реальном времени. К таким системам относятся информкомпози́ты – композитные материалы, в которые при изготовлении внедрены сенсоры, реагирующие на деформацию, вибрационные нагрузки и появление предрасположенности к дефектам. В зависимости от объекта контроля и решаемых задач в композитные структуры могут быть интегрированы различные типы сенсоров: волоконно-оптические датчики – измеряют механические напряжения и температурные изменения, пьезоэлектрические сенсоры – фиксируют динамические колебания и микродеформации, магнитные и акустические датчики – позволяют выявлять скрытые повреждения в структуре материала.

Применение самодиагностирующих композитов значительно повышает точность мониторинга и прогнозирования состояния авиационных конструкций. В этой связи метод АТАО может быть интегрирован с самодиагностирующими системами для повышения эффективности контроля. АТАО дополняет существующие технологии, позволяя не только выявлять дефекты, но и анализировать их динамику под внешними нагрузками, что обеспечивает более надежный и комплекс-

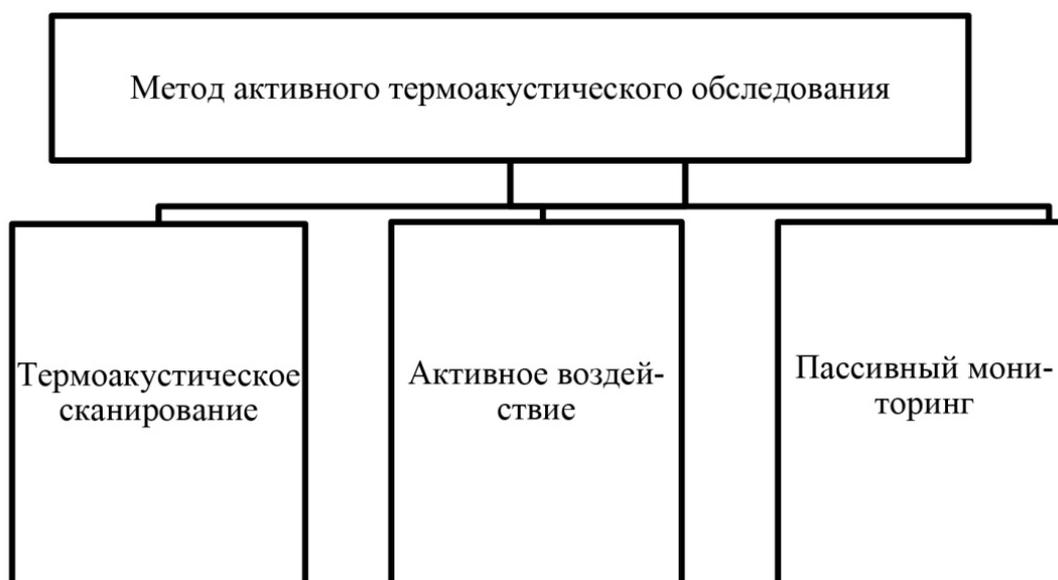


Рис. 1. Этапы метода активного термоакустического обследования
Fig. 1. Stages of the active thermoacoustic testing method

ный подход к техническому обслуживанию авиационных конструкций.

Метод активного термоакустического обследования представляет собой инновационный подход, объединяющий диагностику и восстановление композиционных материалов (КМ) в едином технологическом процессе. В отличие от традиционных методов контроля, основанных на пассивном наблюдении за изменением характеристик материалов, АТАО использует принцип активного воздействия, позволяя не только фиксировать появление дефектов, но и устранять их на ранних стадиях. Под устранением дефектов подразумевается стабилизация структуры материала, что подтверждено экспериментальными исследованиями. Объектом исследования являлись композитные образцы (углепластик) размером 150 на 150 мм и толщиной 3 мм, подвергшиеся термоакустическому воздействию. На образцах были искусственно созданные дефекты: микротрещины (длина 1–2 мм), деламинация (диаметр 5–10 мм). Методы воздействия: частота акустического возбуждения (100 Гц – 5 кГц), температурное воздействие (100–400 °С), продолжительность воздействия (10–30 мин). После обработки наблюдалось снижение коэффициента отражения ультразвуковых волн на границе раз-

дела дефектов (в среднем на 40 %), что указывает на улучшение структуры материала. Дополнительные измерения механических характеристик показали увеличение жесткости на 15–20 % в зоне термоакустического воздействия. Метод АТАО не устраняет крупные дефекты, но способствует перераспределению остаточных напряжений, локальному уплотнению структуры материала и снижению вероятности дальнейшего роста микротрещин.

Главный механизм метода основан на комбинации термоакустического мониторинга и контролируемого воздействия акустических волн и теплового нагрева, что приводит к изменению структуры материала в зоне дефектов, способствуя их стабилизации или самозалечиванию. Применение данного метода особенно актуально для авиационных композитов, подверженных динамическим нагрузкам, температурным перепадам и усталостным повреждениям, так как позволяет продлить срок службы конструкций без необходимости их демонтажа.

АТАО включает три основных этапа (рис. 1), обеспечивающих комплексный подход к техническому обслуживанию КМ. На первом этапе осуществляется термоакустическая диагностика, в ходе которой применя-

ются ультразвуковые и инфракрасные методы для выявления дефектов, таких как микротрещины, расслоения и пустоты. Затем, на втором этапе, проводится анализ и моделирование механических и тепловых характеристик обнаруженных дефектов с целью определения оптимальных параметров воздействия. Этот этап является критически важным, так как точный расчет частоты и интенсивности акустического воздействия, а также температуры нагрева позволяет минимизировать риски повреждения материала. Наконец, на третьем этапе реализуется активное термоакустическое воздействие, при котором локальный нагрев и вибрационные нагрузки вызывают изменение внутренних напряжений, способствуя уплотнению структуры материала и устранению мелких дефектов.

Влияние вибрационных нагрузок на структуру композитных материалов является сложным процессом, зависящим от частоты, амплитуды и продолжительности воздействия. В методе активного термоакустического обследования (АТАО) вибрационные нагрузки используются в сочетании с локальным термическим воздействием, что позволяет перераспределять остаточные напряжения и стабилизировать микродефекты.

Экспериментальные исследования показали, что при контролируемом воздействии акустических волн и теплового нагрева наблюдается уменьшение коэффициента расслоения в зонах микротрещин. В частности, снижение коэффициента отражения ультразвуковых волн в зоне дефекта на 40 %, что свидетельствует о частичном восстановлении структуры, а также рост жесткости материала в обработанных участках на 15–20 %, что подтверждает перераспределение напряжений. Метод АТАО не устраняет усталостные повреждения, вызванные многократными циклическими нагрузками, и не предотвращает появление усталостных трещин. Однако его применение позволяет на ранних стадиях стабилизировать мелкие дефекты, снижая вероятность их дальнейшего роста и повышая надежность композитных конструкций.

Одним из ключевых преимуществ метода является его неинвазивность, что делает воз-

можным его применение в реальных эксплуатационных условиях без необходимости разборки конструкции. В результате АТАО не только повышает безопасность и надежность авиационных конструкций, но и существенно снижает затраты на техническое обслуживание, обеспечивая продление ресурса КМ на 30–50 %. Кроме того, методика демонстрирует эффективность в динамическом мониторинге состояния материалов, позволяя своевременно прогнозировать появление критических повреждений и предотвращать аварийные ситуации. Таким образом, сочетание термоакустического мониторинга и активного воздействия открывает новые возможности в области диагностики и восстановления композитных материалов, делая АТАО перспективным направлением в развитии авиационной и аэрокосмической техники.

Термоакустическое сканирование – это использование термоакустических волн для выявления внутренних дефектов и изменения в структуре КМ (рис. 2). Активное воздействие – это применение локального нагрева в сочетании с акустическими волнами для изменения структуры КМ в области дефектов [8–11]. Пассивный мониторинг – это отслеживание изменений в структуре КМ после воздействия, чтобы убедиться в устранении дефектов и для контроля качества. Разработанную математическую модель метода активного термоакустического обслуживания можно разбить на две фазы: это модель термоакустического сканирования (формула (1)) и модель активного воздействия (формула (2)) [12–14].

Модель устройства, представленная на рис. 2, разработана как лабораторный прототип для экспериментального подтверждения эффективности метода АТАО. Она включает в себя систему локального термоакустического воздействия, состоящую из источника акустических колебаний, инфракрасного нагревателя и набора датчиков, регистрирующих изменения механических и тепловых характеристик материала. Для внедрения в практику эксплуатации авиационной техники метод АТАО требует адаптации устройства к реальным условиям. В частности, разработка

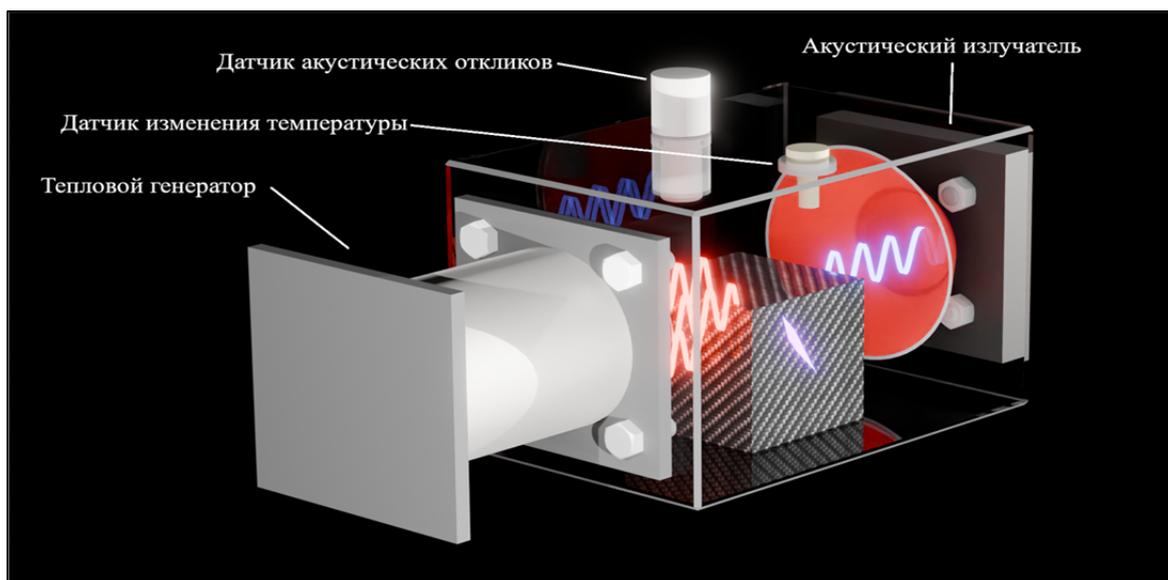


Рис. 2. Модель устройства для метода АТАО
Fig. 2. Model of the ATAT (Active Thermoacoustic Testing) device

промышленной версии предполагает миниатюризацию и интеграцию системы датчиков в структуру композитных конструкций, автоматизацию процессов диагностики, включая сбор и обработку данных в реальном времени, разработку мобильных диагностических модулей, которые могут применяться в техническом обслуживании воздушных судов без их демонтажа.

Для описания механики термоакустического влияния на композитные лопадки использовались уравнения теплопроводности и акустической волновой динамики.

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \alpha \nabla^2 T + Q, \quad (1)$$

где T – температура, t – время, α – коэффициент теплопроводности, Q – источник тепла. Это уравнение позволяет моделировать распространение тепловых волн в КМ и оценивать температурные градиенты, способствующие выявлению дефектов.

Для оценки вибрационных характеристик использовалось выражение

$$f_n = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{k}{m}}, \quad (2)$$

где f_n – частота, k – жесткость, m – масса. Измерения проводились с применением лазерной интерферометрии, позволяющей точно определять спектр колебаний и выявлять изменения жесткости конструкции после воздействия АТАО. Проведены испытания композитных лопаток с заранее созданными дефектами (деламинация, микротрещины). Образцы подвергались термоакустическому воздействию с изменением: частота акустического возбуждения от 100 Гц до 5 кГц, температурное воздействие от 100 до 400 °С.

Использовалась модель усталостного разрушения по закону Минера

$$D = \sum \frac{n_i}{N_i}, \quad (3)$$

где n_i – число циклов нагрузки на данном уровне, N_i – предельное число циклов до разрушения. По данным экспериментов определены коэффициенты деградации КМ в зависимости от условий эксплуатации.

В табл. 1 приведены данные, соответствующие типичным параметрам авиационных композитных материалов, таких как углепластик [15–18].

$$\Delta T(x, y, z, t) = \frac{Q(x, y, z)}{\rho c_p} \cdot (1 - e^{-\alpha x}) \cdot \sin(\omega t + \phi), \quad (4)$$

Таблица 1
Table 1

Параметры авиационных углепластиковых композитных конструкций
Parameters of aircraft carbon-fiber composite structures

Формула	Описание	Данные углепластиковых композитных авиационных конструкций
$T = Q \cdot (1 - \alpha) \cdot \sin(\omega t + \varphi)$	Температурное изменение в точке	$Q = 500 \text{ Дж/м}^3, \alpha = 0,1, \omega = 50 \text{ Гц}$
$\varepsilon = P_0 \cdot \sin(\omega t)$	Деформация в области дефекта	$P_0 = 2 \text{ Мпа}, \omega = 50 \text{ Гц}$
$P = k_T \cdot \rho \cdot C_p$	Распределение теплового поля	$k_T = 0,5 \text{ Вт/м} \cdot \text{К}, \rho = 1600 \text{ кг/м}^3, C_p = 900 \text{ Дж/кг} \cdot \text{К}$
$u_{tt} - v^2 \cdot u_{xx} = 0$	Акустическое воздействие	$v = 3000 \text{ м/с}$
$\sigma = K_I / \sqrt{r}$	Напряжение вблизи трещины	$K_I = 3 \text{ Мпа} \cdot \text{м}^{0,5}, r = 0,01 \text{ м}$
$D = \sum \frac{n_i}{N_i}$	Усталостное разрушение	$N_i = 10^6, n_i = 5 \cdot 10^5$
$X_k = X_{k-1} + K(Z_k - HX_{k-1})$	Оценка состояния по фильтру Калмана	$K = 0,8, H = 1$

где $\Delta T(x, y, z, t)$ – изменение температуры в точке (x, y, z) в момент времени t , $Q(x, y, z)$ – тепловая энергия, выделяемая на единицу объема, ρ – плотность КМ, c_p – удельная теплоемкость КМ, α – коэффициент теплового затухания, ω – частота акустической волны, φ – фаза колебаний.

$$\Delta \varepsilon = \int_0^t \frac{P_0 \cdot e^{-\beta t}}{E(x, y, z)} \cdot \sin(\omega t) dt, \quad (5)$$

где $\Delta \varepsilon$ – изменение деформации в области дефекта, P_0 – начальное давление акустической волны, β – коэффициент затухания волны, $E(x, y, z)$ – модуль упругости КМ.

Для практического применения инновационного метода активного термоакустического обслуживания разработан алгоритм с математическим обоснованием [19, 20].

1-й этап. Начало – инициация системы контроля и подготовка к анализу.

2-й этап. Ввод геометрии конструкции, характеристик КМ и наличия известных дефектов. Геометрия конструкции описывается функцией $G(x, y, z)$, характеристики КМ могут быть представлены как тензоры упругости C_{ijkl} , которые определяют механические свойства в зависимости от направления.

3-й этап. Планирование и подготовка к обследованию – выбор критических участков конструкции и настройка параметров термоакустического воздействия. Прогнозирование зон контроля выражается как задача оптимизации, где функция цели $f(x, y, z)$ минимизирует риск возникновения дефектов:

$$\min_{x, y, z} f(x, y, z) = \sum_{i=1}^n R_i \cdot D_i(x, y, z), \quad (6)$$

где R_i – весовые коэффициенты риска для каждого дефекта i , $D_i(x, y, z)$ – вероятность возникновения дефекта в точке (x, y, z) .

4-й этап. Запуск термоакустического воздействия – генерация теплового импульса с акустическим воздействием. Распределение теплового поля в КМ описывается уравнением теплопроводности

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} = k \nabla^2 T + Q(x, y, z, t), \quad (7)$$

где ρ – плотность КМ, c – удельная теплоемкость, k – теплопроводность, T – температура, $Q(x, y, z, t)$ – источник тепла.

Акустическое воздействие описывается волновым уравнением

$$\nabla^2 u - \frac{1}{v^2} \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} = 0, \quad (8)$$

где u – смещение, v – скорость звука в КМ.

5-й этап. Сбор и обработка данных – получение сигналов от датчиков. Обработка данных базируется на уравнении для преобразования Фурье, применяемого к акустическим сигналам:

$$U(\omega) = \int_{-\infty}^{\infty} u(t) e^{-i\omega t} dt, \quad (9)$$

где $U(\omega)$ – спектральное представление сигнала, ω – угловая частота. Для анализа термографических данных применяется решение уравнения теплопроводности с учетом дефектов.

6-й этап. Анализ результатов – сравнение полученных данных с допустимыми нормами. Анализ дефектов проводится с помощью модели механической напряженности. Для трещин:

$$\sigma = K_I \frac{1}{\sqrt{2\pi r}}, \quad (10)$$

где σ – напряжение, K_I – коэффициент интенсивности напряжений, r – расстояние от кончика трещины.

7-й этап. Активное устранение дефектов – локальное нагревание и акустическое воздействие для устранения дефектов. Модель нагрева и воздействия описывается уравнением диффузии для теплопроводности с источником

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \alpha \nabla^2 T + \frac{q(x,y,z,t)}{\rho c}, \quad (11)$$

где α – коэффициент теплопроводности, $q(x, y, z, t)$ – плотность источника тепла.

8-й этап. Прогнозирование остаточного ресурса конструкции, выполненной из КМ, требует проведения расчета на основе математических моделей, учитывающих динамику накопления усталостных повреждений. Модель усталостного разрушения описывается уравнением Минера, которое позволяет количественно оценить процесс деградации

материала под действием циклических нагрузок. Использование этой модели обеспечивает возможность точного определения остаточного ресурса конструкции и прогнозирования ее долговечности при реальных эксплуатационных условиях:

$$D = \sum_{i=1}^n \frac{n_i}{N_i}, \quad (12)$$

где D – суммарное повреждение, n_i – число циклов нагрузки, N_i – число циклов до разрушения при данном уровне нагрузки.

9-й этап. Мониторинг состояния композиционной авиационной конструкции в реальном времени – продолжение автоматического мониторинга. Использование адаптивных фильтров, таких как калмановский фильтр [3, 4, 10], для оценки состояния системы:

$$\widehat{x}_{k|k} = \widehat{x}_{k|k-1} + K_k(z_k - H\widehat{x}_{k|k-1}), \quad (13)$$

где $\widehat{x}_{k|k}$ – оценка состояния в момент времени k , K_k – матрица усиления Калмана, z_k – измерение, H – матрица наблюдения. Для реализации полностью автоматизированного процесса диагностики и мониторинга состояния композитных конструкций в рамках метода активного термоакустического обследования разработан следующий алгоритм работы системы, представленный на рис. 3.

Таким образом, алгоритм метода активного термоакустического обследования позволяет не только диагностировать и устранять дефекты композитных конструкций, но и интегрировать этот процесс в непрерывный цикл ТО, что существенно повышает надежность и безопасность эксплуатации авиационных конструкций. Метод АТАО предлагает значительные улучшения в скорости, точности и, соответственно, стоимости ТОиР композиционных авиационных конструкций (табл. 2).

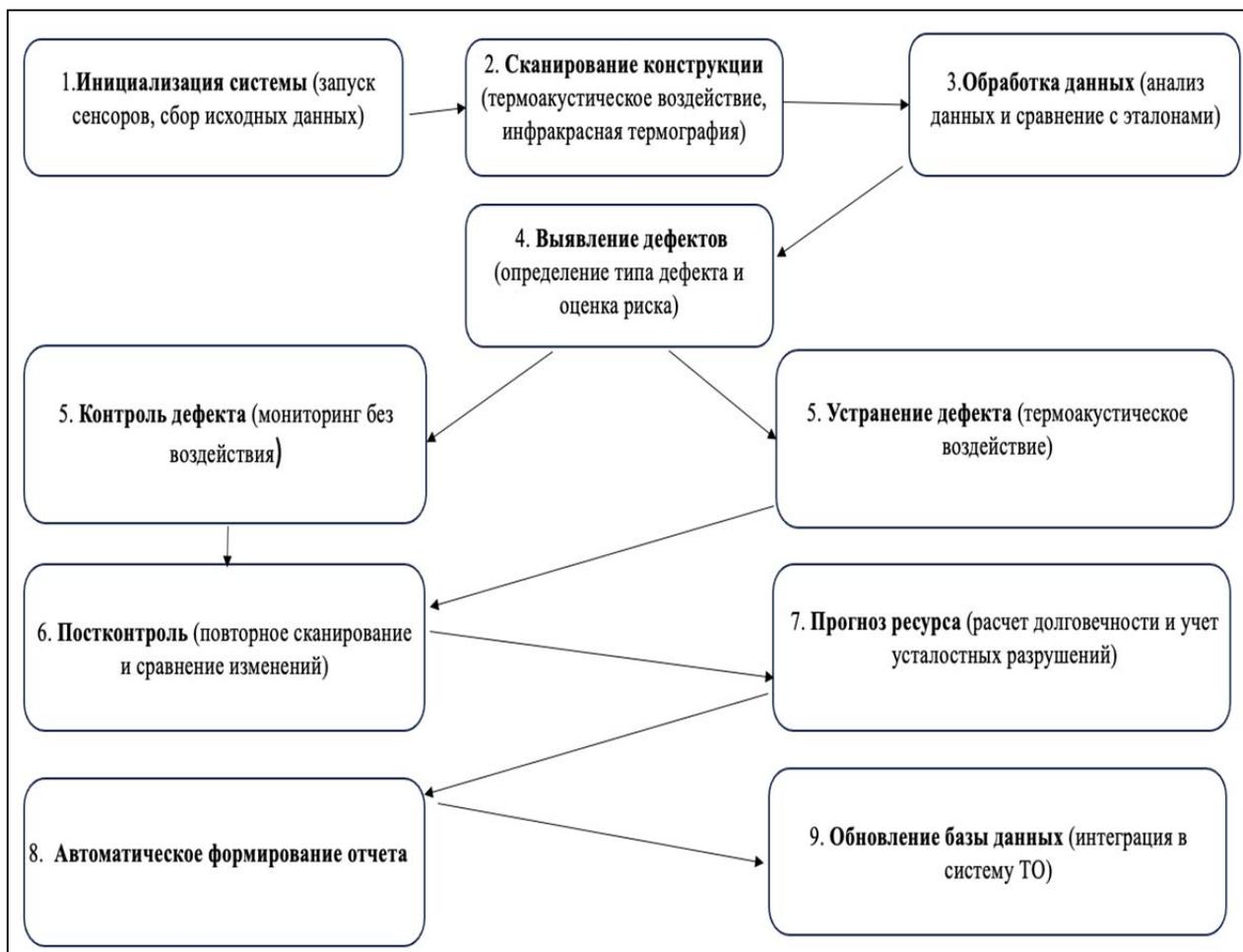


Рис. 3. Блок-схема автоматизированного процесса АТАО
Fig. 3. Flowchart of the Automated ATA0 Process

Таблица 2
Table 2

Оценка эффективности метода АТАО
Efficiency assessment of the ATA0 method

Параметр	Традиционные методы диагностики КМ (УЗ-контроль, виброанализ, термография)	Метод АТАО	Улучшение
Чувствительность (размер выявляемого дефекта)	1–2 мм (ультразвук), виброанализ – для крупных дефектов	0,1–0,5 мм	В 5–10 раз точнее
Время диагностики	30–60 мин на один элемент	В реальном времени, без разборки	В 2–3 раза быстрее
Раннее обнаружение дефектов	Только существующие повреждения	Выявление скрытых микродефектов до роста	На 30–50 % эффективнее
Стоимость диагностики	От 45 000 до 500 000 рублей (оборудование, время простоя)	Автоматизированный мониторинг в эксплуатации	На 40–60 % дешевле
Автоматизация	В основном ручной контроль, анализ данных оператором	Полностью автоматический процесс	Исключает человеческий фактор

Заключение

Исследование показало, что метод активного термоакустического обследования является перспективным направлением в области диагностики и ремонта композитных конструкций воздушных судов. Применение термоакустического воздействия и алгоритмов математического моделирования позволяет оперативно выявлять даже мельчайшие дефекты, что значительно повышает безопасность и надежность авиационной техники.

Данные результаты подтверждают, что методика может быть использована для раннего контроля и стабилизации материала, но не заменяет традиционные методы ремонта. Внедрение этого метода в практику технического обслуживания может привести к существенному сокращению эксплуатационных расходов авиакомпаний за счет уменьшения частоты внеплановых ремонтов и продления ресурса конструкций. Кроме того, АТАО открывает новые возможности для автоматизации процессов мониторинга состояния материалов, что особенно актуально в современных условиях цифровизации авиационной отрасли.

Будущие исследования в данной области направлены на дальнейшее совершенствование методики диагностики, расширение возможностей математического моделирования и интеграцию системы АТАО с автоматизированными системами управления техническим обслуживанием. В перспективе данный подход может быть использован не только в авиации, но и в других отраслях, где применяются композитные материалы, таких как автомобилестроение, судостроение и энергетика.

Список литературы

1. **Давыдов И.А.** Повышение достоверности визуального контроля поврежденных элементов конструкции воздушных судов, выполненных из композиционных материалов // Научный вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 4. С. 44–55. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-44-55
2. **Давыдов И.А.** Математическая модель процесса диагностирования дефектов элементов конструкции воздушных судов,

выполненных из композиционных материалов // Научный вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 5. С. 24–33. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-24-33

3. **Давыдов И.А., Богоявленский А.А.** Обоснование влияния зеркальности и цвета на выявление дефектов при визуальном контроле композитных конструкций воздушных судов // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 47. С. 84–92.

4. **Палкин В.А., Солонин В.И., Скибин В.А.** Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) / Под ред. В.А. Скибина, В.И. Солонина. М.: ЦИАМ, 2010. 678 с.

5. **Norris G.** HondaJet engine wins certification // Aviation Week & Space Technology. 2013. Vol. 175. P. 50.

6. **Jansson N.E.** Testing and analysis of a highly loaded composite flange / N.E. Jansson, A. Lutz, M. Wolfahrt, A. Sjunnesson [Электронный ресурс] // 13th European Conference on Composite Materials (ECCM13). Sweden, Stockholm, 2008. URL: <http://extra.ivf.se-leccm13-programme/abstracts/2620.pdf> (дата обращения: 21.12.2024).

7. **Koff B.L.** Gas turbine technology evolution: a designer's perspective // Journal of Propulsion and Power. 2004. Vol. 20, no. 4. Pp. 577–595. DOI: 10.2514/1.4361

8. **Stilin N.D.** Structural composite fan exit guide vane for a turbomachine. Patent US no. 2013/0052004 A1: опублик. 28.02.2013. 7 p.

9. **Раскутин А.Е.** Российские полимерные композиционные материалы нового поколения, их освоение и внедрение в перспективных разрабатываемых конструкциях // Авиационные материалы и технологии. 2017. № S. С. 349–367. DOI: 10.18577/2071-9140-2017-0-S-349-367

10. **Раскутин А.Е.** Термостойкие углепластики для конструкций авиационной техники, эксплуатирующихся при температурах до 400 °С: дис. ... канд. техн. наук. М., 2007. 166 с.

11. **Семина М.И., Стреляев Д.В.** Расчеты соединений элементов конструкций из КМ на прочность и долговечность. М.: ЛАТМЭС, 1996. 103 с.

12. Старцев В.О. Климатическая стойкость полимерных композиционных материалов и защитных покрытий в умеренно теплом климате: дис. ... докт. техн. наук. М.: ВИАМ, 2018. 308 с.

13. Старцев О.В., Сортыяков Е.Д., Исапов В.В. и др. Акустическая спектроскопия полимерных композитных материалов, экспонированных в открытом космосе // Экспериментальные методы в физике структурно-неоднородных сред: труды Всероссийской научно-технической конференции. Барнаул, 12–14 сентября 1996 г. Барнаул: Изд-во АГУ, 1997. С. 32–39.

14. Старцев В.О., Лебедев М.П., Фролов А.С. Измерение показателей рельефа поверхности при изучении старения и коррозии материалов. 1. Российские и зарубежные стандарты // Все материалы. Энциклопедический справочник, 2018. № 6. С. 32–38.

15. Гарнапольский Ю.М., Кинцис Т.Я. Методы статических испытаний армированных пластиков. 3-е изд. М.: Химия, 1981. 272 с.

16. Abdallah E.A. Experimental analysis of damage creation and permanent indentation on highly oriented plates / E.A. Abdallah, C. Bouvet, S. Rivallant, B. Broll, J. Barrau // Composites Science and Technology. 2009. Vol. 69, iss. 7-8. Pp. 1238–1245. DOI: 10.1016/j.compsitech.2009.02.029

17. Davies G.A.O., Zhang X. Impact damage prediction in carbon composite structures // International Journal of Impact Engineering. 1995. Vol. 16, iss. 1. Pp. 149–170. DOI: 10.1016/0734-743X(94)00039-Y

18. Kingdom F.A. Perceiving light versus material // Vision research. 2008. Vol. 48, iss. 20. Pp. 2090–2105. DOI: 10.1016/j.visres.2008.03.020

19. Mitrevski T. Low-velocity impacts on preloaded GFRP specimens with various impactor shapes / T. Mitrevski, I.H. Marshall, R.S. Thomson, R. Jones // Composite Structures. Vol. 76, iss. 3. Pp. 209–217. DOI: 10.1016/j.compstruct.2006.06.033

20. Pymouli A., Harris D., Irving P. The inspection of composite aircraft structures: A signal detection approach // Human Factors and Aerospace Safety. 2005. Vol. 5, no. 2. Pp. 89–106.

References

1. Davydov, I.A. (2022). Improving the reliability of a visual inspection of damaged aircraft structural components made of composite materials. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 25, no. 4, pp. 44–55. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-44-55 (in Russian)

2. Davydov, I.A. (2024). Mathematical model of the process for diagnosing defects in aircraft structure elements made of composite materials. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 27, no. 5, pp. 24–33. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-24-33 (in Russian)

3. Davydov, I.A., Bogoyavlenskiy, A.A. (2024). Substantiation of the influence of mirroring and color on the detection of defects during visual inspection of composite aircraft structures. *Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation (GosNII GA)*, no. 47, pp. 84–92.

4. Palkin, V.A., Solonin, V.I., Skibin, V.A. (2010). Works of leading aircraft engine manufacturing companies in support of creating advanced aircraft engines (analytical review), in Skibin V.A., Solonin V.I. (Ed.). Moscow: TsIAM, 678 p. (in Russian)

5. Norris, G. (2013). HondaJet engine wins certification. *Aviation Week & Space Technology*, vol. 175, p. 50.

6. Jansson, N.E., Lutz, A., Wolfahrt, M., Sjunnesson, A. (2008). Testing and analysis of a highly loaded composite flange. In: *13th European Conference on Composite Materials (ECCM13)*. Sweden, Stockholm. Available at: <http://extra.ivf.se-leccm13-programme/abstracts/2620.pdf> (accessed: 21.12.2024).

7. Koff, B.L. (2004). Gas turbine technology evolution: a designer's perspective. *Journal of Propulsion and Power*, vol. 20, no. 4, pp. 577–595. DOI: 10.2514/1.4361

8. Stilin, N.D. (2013). Structural composite fan exit guide vane for a turbomachine. Patent US no. 2013/0052004 A1, Date publ. February 28, 7 p.

9. Raskutin, A.E. (2017). Russian polymer composite materials of new generation, their exploitation and implementation in advanced developed constructions. *Aviation materials and*

technologies, no. S, pp. 349–367. DOI: 10.18577/2071-9140-2017-0-S-349-367 (in Russian)

10. Raskutin, A.E. (2007). Heat-resistant carbon fiber plastics for aircraft structures operating at temperatures up to 400 °C: Cand. Tech. Sc. Thesis. Moscow, 166 p. (in Russian)

11. Semin, M.I., Strelyaev, D.V. (1996). Strength and durability calculations of structural elements made of composite materials. Moscow: LATMES, 103 p. (in Russian)

12. Startsev, V.O. (2018). Climatic resistance of polymer composite materials and protective coatings in a moderately warm climate: D. Tech. Sc. Thesis. Moscow: VIAM, 308 p. (in Russian)

13. Startsev, O.V., Sortyyakov, E.D., Isupov, V.V. et al. (1997). Acoustic spectroscopy of polymer composite materials exposed in outer space. In: *Eksperimentalnyye metody v fizike strukturno-neodnorodnykh sred: trudy Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii*. Barnaul: Izdatelstvo AGU, pp. 32–39. (in Russian)

14. Startsev, V.O., Lebedev, M.P., Frolov, A.S. (2018). Measuring surface topography in the study of aging and corrosion of materials. 1. Russian and foreign standards. *All Materials. Encyclopaedic Reference Manual*, no. 6, pp. 32–38. (in Russian)

15. Tarnapolsky, Yu.M., Kintsis, T.Ya. (1981). Methods of static testing of reinforced

plastics. 3rd ed. Moscow: Khimiya, 272 p. (in Russian)

16. Abdallah, E.A., Bouvet, C., Rivallant, S., Broll, B., Barrau, J. (2009). Experimental analysis of damage creation and permanent indentation on highly oriented plates. *Composites Science and Technology*, vol. 69, issue 7-8, pp. 1238–1245. DOI: 10.1016/j.compscitech.2009.02.029

17. Davies, G.A.O., Zhang, X. (2019). Impact damage prediction in carbon composite structures. *International Journal of Impact Engineering*, vol. 16, issue 1, pp. 149–170. DOI: 10.1016/0734-743X(94)00039-Y

18. Kingdom, F.A. (2008). Perceiving light versus material. *Vision research*, vol. 48, issue 20, pp. 2090–2105. DOI: 10.1016/j.visres.2008.03.020

19. Mitrevski, T., Marshall, I.H., Thomson, R.S., Jones, R. (2006). Low-velocity impacts on preloaded GFRP specimens with various impactor shapes. *Composite Structures*, vol. 76, issue 3, pp. 209–217. DOI: 10.1016/j.compstruct.2006.06.033

20. Pymouli, A., Harris, D., Irving, P. (2005). The inspection of composite aircraft structures: A signal detection approach. *Human Factors and Aerospace Safety*, vol. 5, no. 2, pp. 89–106.

Сведения об авторе

Давыдов Искандар Ахтамович, старший преподаватель кафедры авиационной техники и диагностики Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации имени Главного маршала авиации А.А. Новикова, iskander_bek@mail.ru.

Information about the author

Iskandar A. Davydov, Senior Lecturer, Chair 24 of Aviation Engineering and Diagnostics, St. Petersburg State University of Civil Aviation named after Chief Marshal of Aviation A. A. Novikov (Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education), iskander_bek@mail.ru.

Поступила в редакцию 10.03.2025
Одобрена после рецензирования 31.03.2025
Принята в печать 22.05.2025

Received 10.03.2025
Approved after reviewing 31.03.2025
Accepted for publication 22.05.2025

УДК 621.396.96

DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-3-47-62

Optimization of air traffic service route networks with intersection angle constraints

Nguyen Ngoc Hoang Quan¹, V.N. Nechaev², R.A. Subbotin²

¹Vietnam Aviation Academy, Ho Chi Minh City, Vietnam

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

Abstract: On a daily basis, thousands of aircraft move through the airspace, with their management entrusted to specialized teams of specialists from Air Navigation Service Providers (ANSPs). To ensure effective and efficient air traffic management (ATM), ANSPs continually develop innovative methods to modernize and automate the processes involved in ATM. One of the key areas of focus in this effort is the optimization of air traffic service route networks, which contributes to increasing airspace capacity, reducing congestion, and enhancing the efficiency of air traffic services. This paper proposes a model for ATS route network optimization using the A-star algorithm to minimize route distances. The study analyzes three key scenarios, considering the presence and absence of angle constraints at route intersection points. Optimizing the ATS route network provides substantial benefits in enhancing the quality of ATM services and reducing operational costs for airlines. The model has been successfully implemented within the Ho Chi Minh Area Control Center (ACC HCM) airspace. The results of the model's application demonstrate its high efficiency and practical value, particularly in airspaces with high traffic density.

Key words: air traffic management (ATM), optimization model, ATS route network, minimization of length, intersection angle, A-star algorithm, Ho Chi Minh Area Control Center (ACC HCM) airspace.

For citation: Hoang Quan, N.N., Nechaev, V.N., Subbotin, R.A. (2025). Optimization of air traffic service route networks with intersection angle constraints. Civil Aviation High Technologies, vol. 28, no. 3, pp. 47–62. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-3-47-62

Оптимизация сети маршрутов обслуживания воздушного движения с ограничением углов пересечения

Нгуен Нгок Хоанг Куан¹, В.Н. Нечаев², Р.А. Субботин²

¹Вьетнамская авиационная академия, г. Хошимин, Вьетнам

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

Аннотация: Ежедневно в воздушном пространстве перемещаются тысячи воздушных судов (ВС), управление которыми осуществляется профессиональной командой специалистов – поставщиков аэронавигационного обслуживания. Для обеспечения качественной и эффективной организации воздушного движения (ОрВД) поставщики аэронавигационного обслуживания непрерывно разрабатывают новые подходы к модернизации и автоматизации всех процессов, связанных с этим. Одним из ключевых направлений является оптимизация сети маршрутов обслуживания воздушного движения (ОВД), что способствует увеличению пропускной способности (ПС) воздушного пространства (ВП), снижению загруженности и повышению эффективности предоставления ОВД. В данной статье рассматривается разработка модели оптимизации сети маршрутов ОВД с использованием алгоритма A-star с целью минимизации расстояний маршрутов. Исследование включает анализ с учетом и без учета угловых ограничений в точках пересечения маршрутов в трех основных сценариях. Оптимизация сети маршрутов ОВД приносит значительные преимущества в повышении качества предоставления услуг ОрВД и снижении эксплуатационных расходов для авиакомпаний. Эта модель была успешно применена в ВП районного диспетчерского центра (РДЦ) Хошимина. Результаты применения модели демонстрируют высокую эффективность и практическую ценность при ее использовании в ВП с высокой интенсивностью.

Ключевые слова: ОрВД, модель оптимизации, сеть маршрутов ОВД, минимизация протяженности, угол пересечения, алгоритм A-star, ВП РДЦ Хошимина.

Для цитирования: Хоанг Куан Н.Н., Нечаев В.Н., Субботин Р.А. Оптимизация сети маршрутов обслуживания воздушного движения с ограничением углов пересечения // Научный вестник МГТУ ГА. 2025. Т. 28, № 3. С. 47–62. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-3-47-62

Introduction

The development of air navigation is moving towards improving the technical base, including automation, communication, navigation and surveillance. Regularity, safety and efficiency of air transportation largely depend on the introduction of innovative technologies, especially in the field of automation and optimization of air traffic management processes. In the context of increasing air traffic, optimization of the ATS route network using modern solutions is of critical importance. This helps achieve a balance between capacity, safety and economic efficiency. This helps to achieve a balance between capacity, safety and economic efficiency. The study of this topic highlights key approaches for creating a more flexible and sustainable ATM system.

This paper considers the problem of developing an ATS route network optimization model taking into account the angle constraints at route intersection points, in accordance with DOC 4444¹, in order to ensure lateral separation when using navigation aids. To achieve this goal, the authors investigated a number of optimization algorithms, such as Dijkstra's algorithm [1], genetic algorithms [2], the GNN algorithm [3], and the A-star algorithm [4]. Each of the investigated algorithms has its own limitations, which makes the selection of the most suitable one extremely important. Dijkstra's algorithm, although simple to implement and provides accurate determination of the shortest routes, becomes extremely resource-intensive when analyzing large and complex route networks, which reduces its practical applicability in heavily loaded airspace conditions [5]. Genetic algorithms demonstrate flexibility in finding solutions, but require significant time and computing power for convergence, which limits their use in real-time

conditions, while not guaranteeing the optimal solution in a given time, and in some cases can even turn into an infinite loop [2]. The GNN algorithm, based on the use of graph neural networks, is promising for the problem of finding the shortest route, but the lack of a guarantee of an optimal solution, as well as a strong dependence on large volumes of training data, difficulty in scaling, limited interpretability and sensitivity to changes in the graph structure make its practical application difficult [6]. Unlike other methods, the A-star algorithm combines key advantages, allowing you to take into account many factors and constraints to find optimal solutions even in complex and changing conditions. One of its main advantages is the use of a heuristic approach, which significantly speeds up the search process, directing it to the most promising areas of the solution space. This makes the algorithm especially effective when working with large networks and under limited time. In addition, A-star has high accuracy and predictability, since it aims to minimize the total route cost at each step, which helps to find a truly optimal route. Its ability to take into account dynamic changes in the network, such as sudden load increases or changing conditions, allows maintaining high performance in real time. Due to these features, A-star has proven itself as a reliable tool for solving route optimization problems in complex ATM systems. Over the past few years, many notable studies have been presented [7–13] devoted to the application of the A-star algorithm and its various modifications to finding optimal routes for vehicles and robots, taking into account the given constraints and operating conditions. However, most of these studies focus on the optimization of only one route and do not yet consider the interrelationships between routes when multiple routes need to be optimized simultaneously, as, for example, in ATS route network optimization problems. This aspect opens a new direction of research with great prospects for further development of methods based on the A-star algorithm.

¹ Doc 4444. (2016). Procedures for Air Navigation Services: Air Traffic Management, Section 5.4.1. 16th ed. ICAO, 530 p.

Based on the analysis of various route optimization algorithms, the A-star algorithm was selected as the basis for developing the ATS route optimization model. Ho Chi Minh Area Control Center will be selected as the object for applying the developed model, which will allow adapting the algorithm to real conditions and testing it on a specific route network, taking into account the specifics of the region. This approach ensures the practical applicability of the solution and its compliance with current ATM requirements.

There are 22 airfields of various departments located on the territory of the Ho Chi Minh Area Control Center, 14 of which are civil aviation, including 5 international airports: Tan Son Nhat (Ho Chi Minh City), Cam Ranh (Khanh Hoa), Da Nang, Phu Quoc (Kien Giang), Can Tho. A number of airfields are classified as joint basing or use. Every day, Ho Chi Minh City ACC specialists service about 1,500 aircraft (including aircraft flying to/from airports in the region, as well as transit flights), of which more than 50% are foreign airlines. The Ho Chi Minh City ACC area of responsibility is crossed by aircraft flows connecting the countries of Southeast Asia and Australia with Europe and back, flights from Northeast Asia to Australia and New Zealand, as well as routes connecting Indonesia, Malaysia, Thailand and Vietnam with other countries of the Asia-Pacific region. Given the high air traffic density and limited geographical ground width in some areas (due to the shape of Vietnam), the ACC HCM airspace is often overloaded, especially during peak hours or adverse weather conditions. In addition, the ACC HCM airspace structure is characterized by a large number of ATS routes intersecting in the south-north and east-west directions, resulting in the formation of numerous hot spots with high ATS density. This feature complicates the design of the ATS route network and requires more optimal solutions.

Research methods and methodology

Optimization model of ATS route network based on A-star algorithm

The A-star algorithm is one of the most efficient and widely used informed search methods

in graph theory, designed to find a route with a minimum cost between two nodes. Its main idea is to combine a heuristic approach with an exact calculation of the route cost, which significantly speeds up the search process compared to non-optimized methods. The algorithm starts by considering all adjacent nodes to the initial one, choosing the node with the minimum value of the cost function $f(n)$, which is calculated as the sum of two components: $g(n)$ – the cost of the route from the initial node to the current one and $h(n)$ – a heuristic estimate of the remaining distance to the end point. Thus, the route cost function is defined as:

$$f(n) = g(n) + h(n). \quad (1)$$

The objective of developing an ATS route network optimization model is to find the optimal route between airports/navigational aids/waypoints (hereinafter collectively referred to as waypoints (WPs)) with the minimum travel distance while observing the given constraints. In other words, it is necessary to select the optimal route from the set of all possible routes in the graph representing optimal routes that satisfies all the requirements.

Since the A-star algorithm is a graph theory-based route optimization search, the most important input data are the coordinates of the WPs and the weighted values of the distances between them.

Figure 1A illustrates the process of searching for the optimal route, starting from the initial WP (red square) and ending with the final WP (green square), passing through intermediate WPs (white squares). The search is performed based on the parent-child relationships between WPs (details are given in the next section of the article) and predetermined distance values. The WP network contains blocked WPs (black squares) that cannot be used to construct a route. This may be due to their location in a restricted area, a flight restriction zone, or a dangerous area, or because their operation in real conditions is impossible due to weather conditions, technical malfunctions, or other factors. Figure 1B shows the optimal route found after analyzing all possible routes between WPs (where WPs are

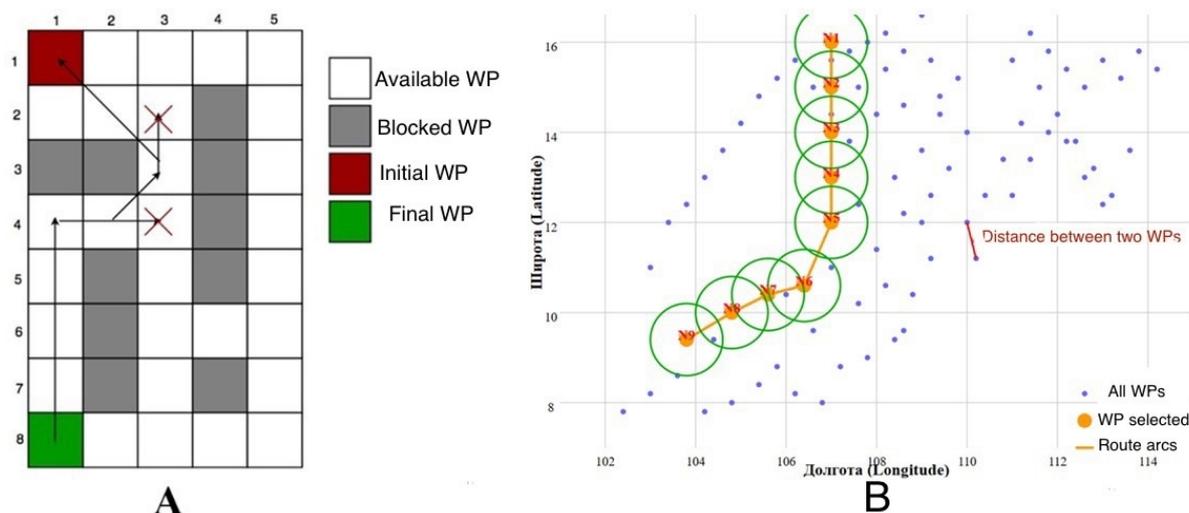


Fig. 1. Illustration of input data and their relationships in the A-star algorithm

defined by latitude and longitude) connecting the initial WP N1 and the final WP N9.

Stages in the development of a route network optimization model ATS

The first and most important stage is to define the purpose and objectives of the model. This stage is the basis for further research, since the correct definition of goals allows not only to direct efforts in the right direction, but also to minimize possible errors in the selection of methods and modeling tools. It is important to understand that each additional parameter or constraint can significantly change the nature of the problem, and therefore their careful consideration at the initial stage guarantees more accurate and effective results. In this article, the purpose of the model is to find the optimal configuration of the ATS route network with the minimum length of each route, while taking into account the angular values in the WP at the intersections of the routes. Three scenarios were considered within the model:

scenario 1: no restrictions are imposed on the intersection points of routes in the WP that form the routes. All WPs can connect routes at an arbitrary angle without any additional conditions;

scenario 2: a restriction is imposed on the intersection angle of routes in the WP network if the WP is intermediate on the ATS route

(i.e. this restriction does not apply to the initial and final WP of the ATS routes);

scenario 3: a restriction on the intersection angles of routes is imposed for all WPs except for the TSH WP. The TSH WP is excluded from the constraint conditions, since it plays a key role in the network, being a connecting element for many routes. In particular, the TSH WP is the initial WP for 8 out of 20 ATS routes selected for optimization. Introducing a restriction on the intersection angles in this WP may lead to the impossibility of constructing a complete set of optimal routes that satisfy all the conditions.

The next stage is the formation and refinement of a mathematical model with well-defined target functions and a system of constraints. In this paper, the authors used a mathematical model and optimization method based on the A-star algorithm with the Euclidean heuristic function [14]. Each ATS route is represented by a graph $G^m = (N^m, F^m)$, where the set of nodes $N = \{N_0^m, N_1^m, \dots, N_{last}^m\}$ represents the route WP and the set of arcs $F = \{F_0^m, F_1^m, \dots, F_{last}^m\}$ represents direct connections between two adjacent WPs on the ATS route m , including such characteristics as an angle (θ) and a distance (d).

The construction of the target function plays a key role in the correct formulation of the optimization problem. In this study, the target function represented in the equation (2) is used for all

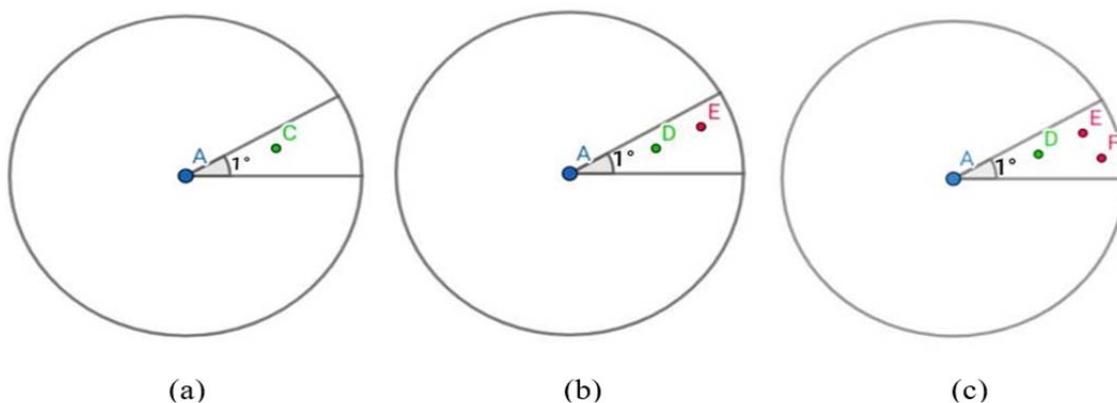


Fig 2. Illustration of the connections between the waypoint of the route (waypoint A is the parent)

three scenarios. In scenarios 2 and 3, in addition to fulfilling the target function, the model must consider the construction of optimal routes that satisfy the angle constraints at route intersections in the three scenarios. However, the conditions for applying equation (3) vary from scenario to scenario. Specifically, in scenario 2, equation (3) is valid for all RTPs except N_0^m and N_{last}^m . In scenario 3, equation (3) does not apply if $(N_0^m = TSH) \vee (N_{last}^m = TSH)$.

$$D_m = \sum_{N=N_0^m}^{N_{last}^m-1} d_{N,N+1}^m \rightarrow \min, \quad (2)$$

where $d_{N,N+1}^m = \sqrt{(x_{N+1} - x_N)^2 + (y_{N+1} - y_N)^2}$,

$$\Delta\theta_q^{m,n} = \left| \theta_{q,p}^m - \theta_{q,p'}^n \right| \geq \theta_{\min}, \quad (3)$$

where $\Delta\theta_q^{m,n}$ – is the angle between the ATS routes in WP q, p and p' – are the WPs following q on routes “ m ” and “ n ” respectively.

The value of θ_{\min} depends on the navigation aids used during the WP q overflight:

- if WP q is a geographic location (the WP name is denoted by five characters): $\theta_{\min} = 30^\circ$;
- if the WP q is an NDB station (the WP name is denoted by two characters): $\theta_{\min} = 30^\circ$;
- if the WP q is a VOR station (the name of the WP is indicated by three characters): $\theta_{\min} = 15^\circ$.

The next step is to determine the coordinates of the input points. This model uses the coordinate data (longitude and latitude) of 130 waypoints taken from the Aeronautical Information Publication of Vietnam.² Of these, 114 WPs are located within the Ho Chi Minh City ACC area of responsibility, and the remaining 16 WPs are located in the airspace border areas adjacent to the Ho Chi Minh City ACC area and may affect air traffic within the Ho Chi Minh City ACC area. Since the Ho Chi Minh City ACC airspace covers both land and sea areas, we divide these 130 WPs into three areas: Land, Coast, and Sea. In particular:

- Coast: WPs located up to 30 km on either side of the coastline in the Ho Chi Minh City ACC airspace;
- Land: WPs located on land in the Ho Chi Minh City ACC airspace, with the exception of WPs classified as coasts;
- Sea: WPs located in the sea territory in the Ho Chi Minh City ACC airspace, with the exception of WPs classified as coasts.

After determining the coordinates of all the WPs, a “parent WP – child WP” relationship will be established between the WPs. To form a relationship, a circle with a fixed radius is built around each parent WP, within which the child WPs are determined. At each scanning iteration with an angular step of one degree, only one

² Aeronautical Information Publication: A publication issued or authorized by a State that contains long-term aeronautical information of importance to air navigation.

child WP is selected from the scanning area. This WP is determined as being at a minimum distance from the parent. The principle of selecting child WPs is visualized in Figure 2; the selected WPs are highlighted in green.

For parent waypoints located in different zones (Coast, Land, Sea), the values of the circle radius for defining child waypoints differ. These values are determined based on the applicable separation minima, the density of waypoints, and the actual distance between pairs of waypoints. If the parent waypoint is in the land zone, its child waypoint can be either in the Land zone or in the Coast zone, and the circle radius is 175 km. If the parent waypoint is in the Sea zone, its child waypoint can be either in the Sea zone or in the Coast zone, and the radius is 330 km. Finally, if the parent waypoint is located in the Coast zone, the radius for the child waypoint is 175 km if it is in the Land or Coast zone, and 330 km if the child waypoint is in the Sea zone.

After completing the construction of connections between waypoints, i.e. creating a complete directed graph, the next step is to form a list of optimal ATS routes. To accomplish this task, an analysis of statistical data on the state of air traffic in the Ho Chi Minh City ACC airspace for three months – June, July and August 2024 – was conducted, including data on the number of flights performed on each route, traffic distribution by time intervals and airspace load trends. Based on the data obtained and taking into account expert assessments, an assessment was made of the significance of real connections between waypoints in aviation operations. In this case, such factors as air traffic density, route connectivity with key regions and the operational efficiency of their use were taken into account.

After the analysis, 20 ATS routes, including both domestic and international routes in the Ho Chi Minh City ACC, were selected for optimization. The optimal routes should have clearly defined start and end waypoints, which can be airports or transfer points. A detailed list of the 20 optimal routes is presented in Table 1.

In order to ensure that the model meets the functional requirements at the strategic design

stage and to reduce the complexity of the problem while maintaining the possibility of application in most real situations, it is necessary to introduce a number of assumptions along with the objective function and constraints defined in the mathematical model [14]. The use of assumptions allowed not only to adapt the mathematical model to real operating conditions, but also to ensure its compliance with the specific features of the system, including the technical infrastructure, organizational aspects of ATS and traffic stability. The following assumptions were used in the model:

- navigation infrastructure: all systems and devices supporting navigation (e.g. VOR, DME, GPS) are assumed to operate in normal mode and provide stable coverage;
- airspace characteristics and ATS unit organization: the airspace structure and boundaries, as well as the capabilities of the ATS unit, are considered fixed and unchanged throughout the entire period of operation;
- traffic intensity and density are considered constant, without the influence of emergency situations or a sharp increase in demand.

Based on the improved mathematical model, the data on the waypoint and optimal ATS routes, and the adopted assumptions, a software model for optimizing the ATS route network was developed in Python [15].

Figure 3 shows a flow chart of a simple algorithm for finding the optimal route using the A-star algorithm taking into account angle constraints. Angle constraints are implemented at the stage of assessing possible directions of movement to ensure sufficient lateral separation on the routes. The algorithm sequentially checks all feasible nodes, assessing their cost based on a combined criterion that includes the route length and the intersection angle of the routes. For scenario 1, a similar algorithm scheme is used, but the angle checking stages are skipped. This option is an alternative approach that can be used depending on the conditions of the problem. Both approaches are acceptable and are used in different situations depending on the route requirements.

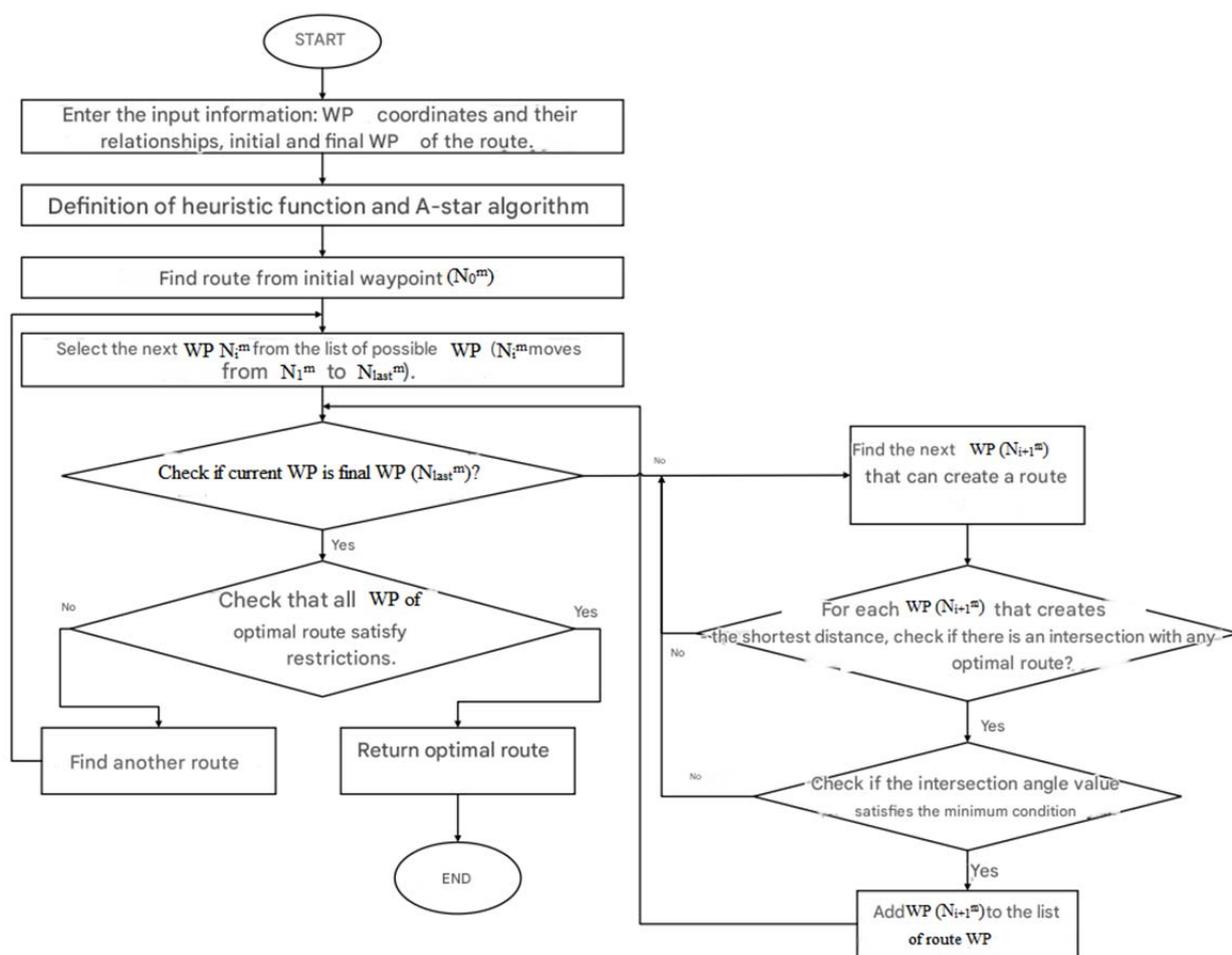


Fig. 3. Block diagram of the algorithm for finding the optimal route taking into account the constraints on the angle between intersecting routes

Results of the ATS route network optimization model

A detailed comparison of each route (including route length and route of waypoint) for all three scenarios is presented in Table 1.

The analysis of the data from Table 1 allows to highlight a number of key conclusions about the influence of constraints on the results of constructing ATS routes. It is noteworthy that 6 ATS routes: TSH – DAN, CRA – PQU, TSH – IGARI, TSH – DUDIS, TSH – POPET and TSH – AKMON, which demonstrate completely identical results in all three scenarios. This fact indicates their stability to changes in the algorithm operating conditions and the preservation of optimal parameters when varying constraints. At

the same time, the routes DAN – PQU, CRA – DAN, PANDI – IGARI, ANINA – ARESI and PCA – TRN showed completely different results in all scenarios. This indicates a high sensitivity of these routes to changes in conditions, especially those associated with angular restrictions on route intersection.

A comparative analysis of all three scenarios shows that scenario 1 with the minimum number of restrictions provides the smallest values of route length. In this case, the algorithm operates in the most “free” conditions, providing minimum distances. On the contrary, in scenario 3, where the maximum number of angular restrictions is set, an increase in length is observed, which is associated with more stringent conditions imposed on route construction.

Table 1

Comparison of the results of three scenarios for optimizing the ATS route network

ATS route	Scenario 1	Scenario 2	Scenario 3
TSH – DAN	612.2 km TSH – DONXO – MULAD – DADEN – TATIM – DAN	612.2 km TSH – DONXO – MULAD – DADEN – TATIM – DAN	612.2 km TSH – DONXO – MULAD – DADEN – TATIM – DAN
CRA – PQU	602.2 km CRA – SOSPA – LKH – KADUM – SAPEN – KISAN – PQU	602.2 km CRA – SOSPA – LKH – KADUM – SAPEN – KISAN – PQU	602.2 km CRA – SOSPA – LKH – KADUM – SAPEN – KISAN – PQU
TSH – ARESI	930.2 km TSH – ENRIN – SOSPA – ATVIT – NITOM – MESOX – ARESI	931.7 km TSH – VETOM – IBUNU – NITOM – MESOX – ARESI	931.7 km TSH – VETOM – IBUNU – NITOM – MESOX – ARESI
TSH – IGARI	548.1 km TSH – BITIS – ANHOA – BIBAN – IGARI	548.1 km TSH – BITIS – ANHOA – BIBAN – IGARI	548.1 km TSH – BITIS – ANHOA – BIBAN – IGARI
TSH – BUNTA	732.0 km TSH – DONXO – MULAD – MUMGA – CQ – BUNTA	741.6 km TSH – KADUM – PATMA – MEVON – MUMGA – CQ – BUNTA	741.6 km TSH – KADUM – PATMA – MEVON – MUMGA – CQ – BUNTA
DAN – PQU	885.7 km DAN – TATIM – DADEN – MULAD – DONXO – POPET – KISAN – PQU	947.4 km DAN – VILOT – XAQUA – ENGIM – BMT – DOVIN – DONXO – POPET – DADEM – PQU	982.7 km DAN – PATNO – XAQUA – ENGIM – BMT – DOVIN – DONXO – POPET – DADEM – OSOTA – PQU
CRA – BUNTA	539.1 km CRA – KARAN – ASUKU – BUNTA	539.1 km CRA – KARAN – ASUKU – BUNTA	553.6 km CRA – KARAN – VIMUT – ITBAM – BUNTA
TSH – DUDIS	424.8 km TSH – XOBAV – LITAM – DUDIS	424.8 km TSH – XOBAV – LITAM – DUDIS	424.8 km TSH – XOBAV – LITAM – DUDIS
TSH – POPET	82.6 km TSH – POPET	82.6 km TSH – POPET	82.6 km TSH – POPET
EXOTO – ESPOB	1105.2 km EXOTO – VEPAM – KARAN – ELSAS – CN – ESPOB	1105.2 km EXOTO – VEPAM – KARAN – ELSAS – CN – ESPOB	1108.8 km EXOTO – VEPAM – NHATA – ELSAS – CN – ESPOB
DUDIS – DONDA	1027.5 km DUDIS – DAGAG – SUDUN – DAMVO – NITOM – DAMEL – DONDA	1042.6 km DUDIS – DAGAG – ATVIT – DAMEL – DONDA	1042.6 km DUDIS – DAGAG – ATVIT – DAMEL – DONDA
MIGUG – MELAS	1110.3 km MIGUG – MESOX – MUGAN – MIMUX – MAPNO – OSIXA – MOXON – MELAS	1162.4 km MIGUG – MESOX – AGSAM – ALDAS – OSIXA – MOXON – MELAS	1162.4 km MIGUG – MESOX – AGSAM – ALDAS – OSIXA – MOXON – MELAS
AKMON – ARESI	788.8 km AKMON – UDOSI – ALDAS – AGSAM – ANOKI – ARESI	852.3 km AKMON – MAPNO – MIMUX – ANOKI – ARESI	852.3 km AKMON – MAPNO – MIMUX – ANOKI – ARESI
CRA – DAN	471.2 km CRA – KARAN – KAMGO – PCA – KUMUN – DAN	475.7 km CRA – NOBID – BANSU – SADIN – DAN	501.4 km CRA – NOBID – PCA – KUMUN – DAN
TSH – PANDI	806.3 km TSH – BUKMA – MATGI – AGSIS – DAMVO – MIMUX – AGSAM – PANDI	851.8 km TSH – VEPMA – AGSIS – DAMVO – MUGAN – PANDI	851.8 km TSH – VEPMA – AGSIS – DAMVO – MUGAN – PANDI
TSH – AKMON	486.4 km TSH – LOSON – MOXON – AKMON	486.4 km TSH – LOSON – MOXON – AKMON	486.4 km TSH – LOSON – MOXON – AKMON

Continuation of Table 1

ATS route	Scenario 1	Scenario 2	Scenario 3
PANDI – IGARI	1258.2 km PANDI – ALDAS – MAPNO – SAMAP – CN – VIGEN – BITOD – IGARI	1356.8 km PANDI – ALDAS – DAMVO – SAMAP – LITAM – VIGEN – BITOD – IGARI	1364.0 km PANDI – ALDAS – DAMVO – SAMAP – LITAM – VIGEN – IPRIX – IGARI
PQU – IGARI	367.3 km PQU – ADBOP – IGARI	367.3 km PQU – ADBOP – IGARI	417.4 km PQU – ADBOP – SAMOG – IGARI
ANINA – ARESI	758.5 km ANINA – MUMGA – VIMUT – VEPAM – DAMEL – MESOX – ARESI	782.2 km ANINA – MUMGA – VIMUT – DONDA – ARESI	882.5 km ANINA – MUMGA – VIMUT – DONDA – MIGUG – ARESI
PCA – TRN	563.7 km PCA – NOBID – PATMA – DONXO – RUNOP – MOXEB – TRN	593.9 km PCA – NOBID – ONEBI – ENRIN – ENPAS – TRN	654.3 km PCA – SADAS – BMT – VETOM – LOSON – TRN

Table 2

Table 3

Partial results of angle calculation in scenarios 2

Partial results of angle calculation in scenarios 3

Node	route1	WP_in route1	WP_out route1	route2	WP_in route2	WP_out route2	Angle
ALDAS	route_17	PANDI	ALDAS	route_12	ALDAS	OSIXA	169.8021
ALDAS	route_12	AGSAM	ALDAS	route_17	PANDI	ALDAS	32.84379
ALDAS	route_17	ALDAS	DAMVO	route_12	AGSAM	ALDAS	122.7799
ALDAS	route_12	ALDAS	OSIXA	route_17	ALDAS	DAMVO	34.57419
DAMVO	route_15	DAMVO	MUGAN	route_17	ALDAS	DAMVO	31.84812

Node	route1	WP_in route1	WP_out route1	route2	WP_in route2	WP_out route2	Angle
AKMON	route_13	AKMON	MAPNO	route_16	MOXON	AKMON	58.08929
AKMON	route_16	MOXON	AKMON	route_13	AKMON	MAPNO	58.08929
ALDAS	route_17	PANDI	ALDAS	route_12	ALDAS	OSIXA	169.8021
ALDAS	route_12	ALDAS	OSIXA	route_17	ALDAS	DAMVO	34.57419
ALDAS	route_17	ALDAS	DAMVO	route_12	AGSAM	ALDAS	122.7799

When comparing scenarios 1 and 2, it can be noted that, in addition to the previously mentioned 6 routes, identical results were obtained for the following routes: CRA – BUNTA, EXOTO – ESPOB and PQU – IGARI. This indicates the absence of a significant impact of the restrictions introduced in scenario 2 on these routes and the preservation of their optimality. A comparative analysis of scenarios 2 and 3 allows to highlight the following routes: TSH – ARESI, TSH – BUNTA, DUDIS – DONDA, MIGUG – MELAS, AKMON – ARESI and TSH – PANDI. These routes demonstrate identical results and are longer than the corresponding routes in scenario 1. This indicates a noticeable impact of the angular restrictions introduced when constructing the ATS route network optimization model.

To check the accuracy and correctness of the algorithm, an Excel file was created with data on the intersection angles of the optimization lines for scenarios 2 and 3. Table 2 presents a part of the intersection angle results for scenario 2, and Table 3 – for scenario 3. For example, in the second row of Table 2 (highlighted in yellow),

the ALDAS waypoint is the intersection of two segments: PANDI – ALDAS of route 17 (PANDI – IGARI) and ADLAS – OSIXA of route 12 (MIUG – MELAS), forming an angle of 169.802°. In scenario 2, 38 angles were calculated, and in scenario 3 – 75 angles. All calculated values correspond to the established constraints.

Figures 4, 5 and 6 sequentially illustrate the optimization results of 20 ATS routes corresponding to scenarios 1, 2 and 3.

When analyzing Figures 5 and 6, which illustrate the ATS routes in scenarios 2 and 3, it can be seen that in order to meet the requirements for angular constraints at route intersections, the optimal trajectories become jagged, frequently changing direction. These direction changes result in complex routes with multiple waypoints, which is especially noticeable on the following routes: DUDIS – DONDA, MIGUG – MELAS, AKMON – ARESI and PANDI – IGARI. Such route configurations can create significant difficulties for piloting and ATS. Excessive jaggedness of routes requires increased attention from the crew and more frequent course corrections,

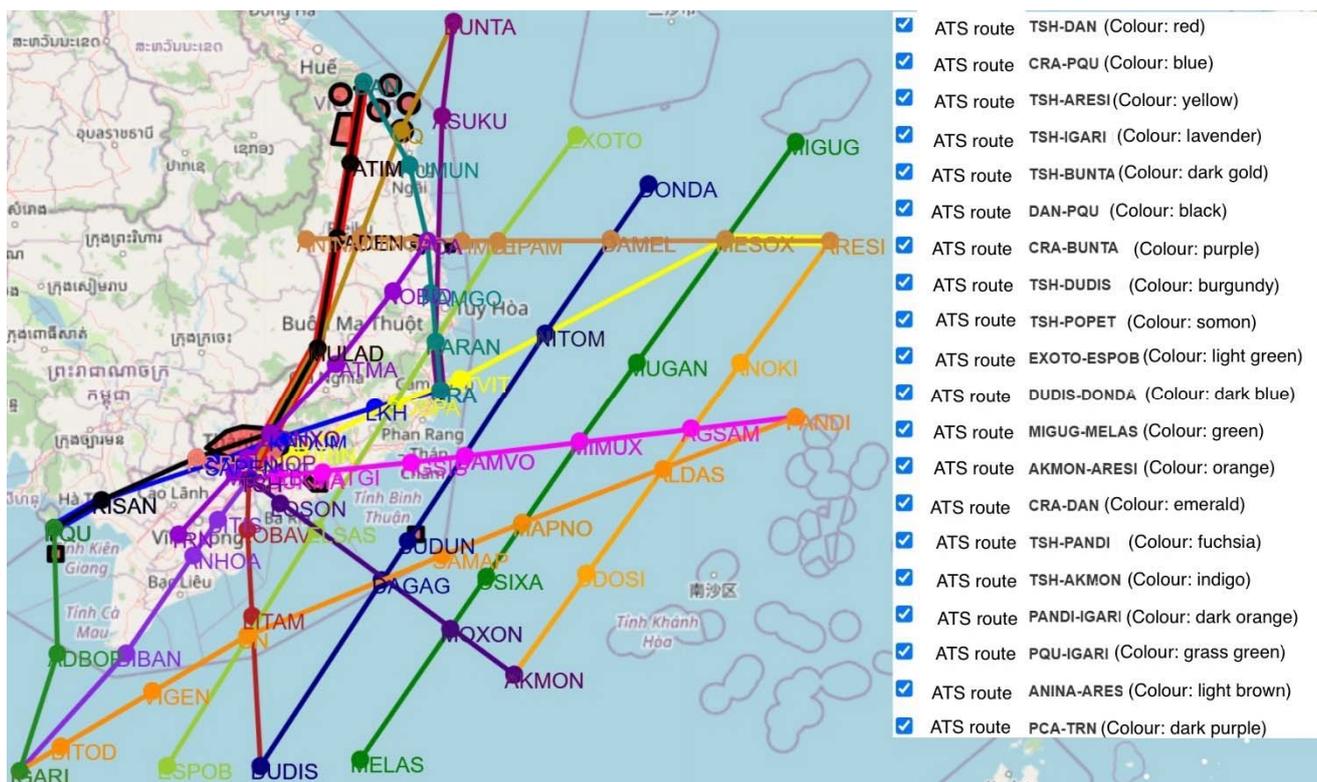


Fig. 4. Optimal results for 20 ATS routes in scenario 1

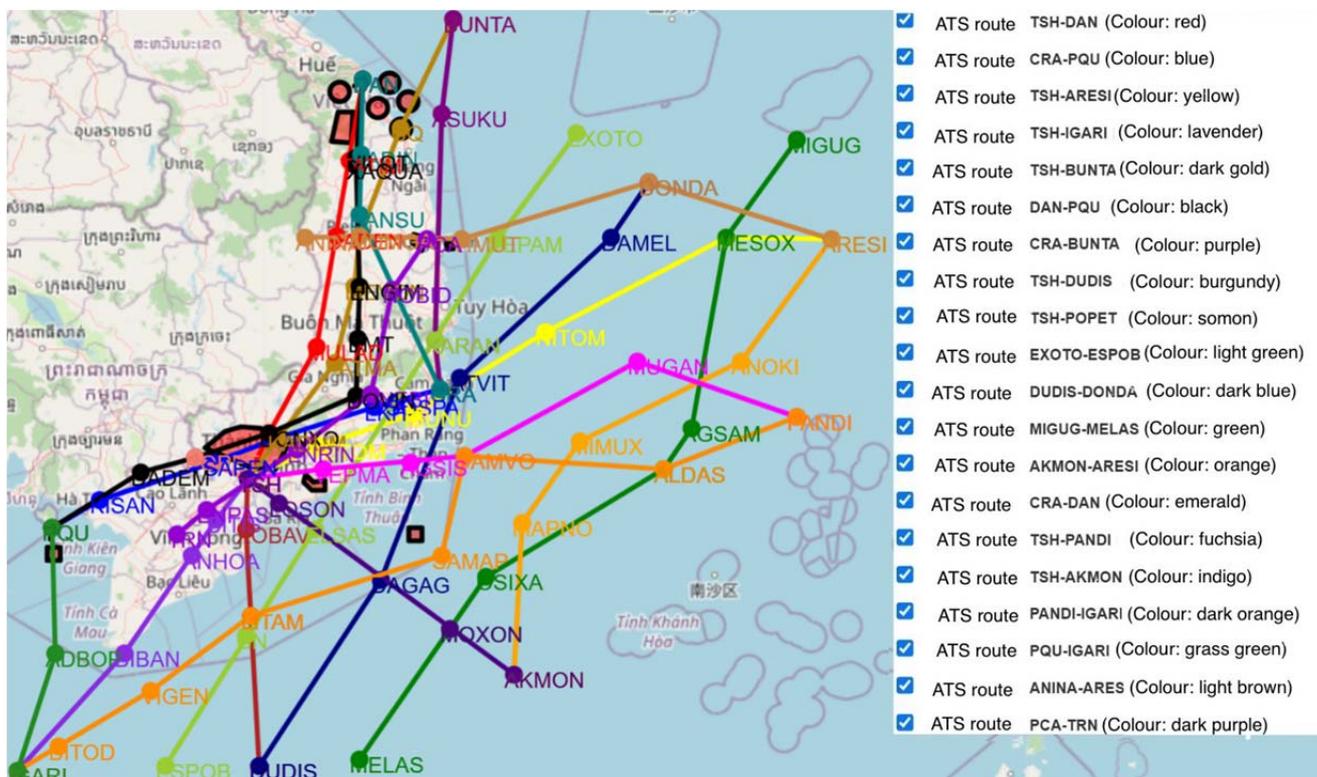


Fig. 5. Optimal results for 20 ATS routes in scenario 2

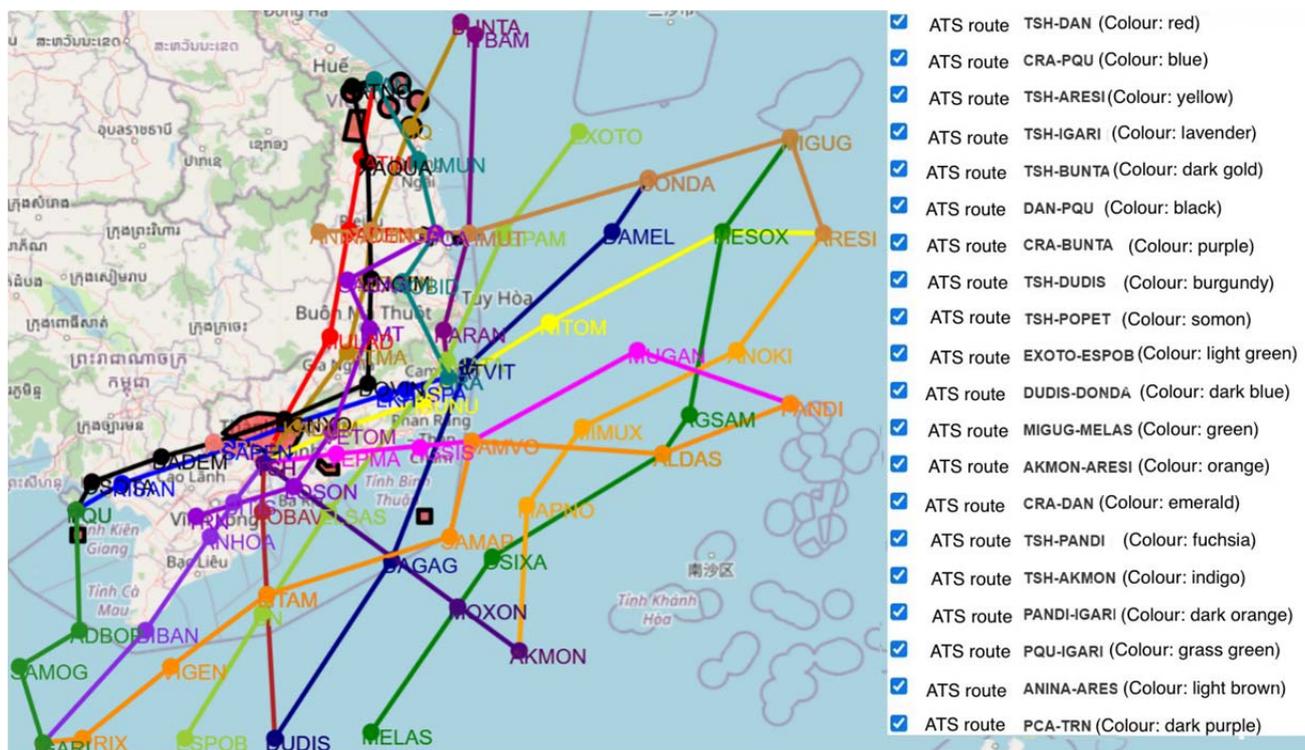


Fig. 6. Optimal results for 20 ATS routes in scenario 3

which increases the cognitive load on pilots and controllers. In addition, such routes can increase the overall flight time and fuel burn. Constant direction changes cause additional loads on the onboard navigation systems and the autopilot, and can also affect the comfort of passengers and crew due to frequent bank and course changes, especially in turbulent conditions.

In contrast, scenario 1 generates predominantly straight routes, which not only provide a simpler and more understandable flight profile for the crew, but also help reduce operating costs. Such routes reduce the number of maneuvers, minimizing the need for frequent corrections, which reduces the overall flight time and reduces fuel consumption. This contributes to increased cost-effectiveness and environmental friendliness. From a safety perspective, reducing the number of maneuvers reduces the risk of crew and air traffic controller errors, and reduces the likelihood of conflicts with other aircraft in a busy airspace.

In addition, in scenarios 2 and 3, the route intersection angles in the waypoints exceed the minimum value established by equation 3,

which, theoretically, facilitates the maintenance of lateral separation by controllers using NDB, VOR or GNSS on intersecting ATS routes. However, in real conditions, in addition to using lateral separation, when it is impossible or insufficient to provide it, the controller can also apply vertical and longitudinal separation to ensure safe and efficient air traffic control. Therefore, the advantages that scenarios 2 and 3 can potentially provide are not so significant as to outweigh their disadvantages when applied, especially in the airspace of Vietnam. The peculiarities of the location of the national border of Vietnam, which determine the restrictions on the use of airspace in the border strip, create additional difficulties in ensuring safe separation.

Thus, despite the apparent advantages of scenarios 2 and 3, their implementation may be less effective than expected, especially in complex and congested air traffic conditions. Although these scenarios offer theoretically optimal routes taking into account angular restrictions at their intersections, scenario 1 remains the most preferable for practical application. It provides an optimal balance between operational efficiency,

economic feasibility and safety level, which makes it optimal for ATS route planning. Nevertheless, scenarios 2 and 3 can be effectively used in conditions when a large spatial volume allows for the formation of a relatively conflict-free airspace structure, and in the event of a change in the air, air navigation or meteorological situation along the route according to the plan, the use of scenarios 2 and 3, with relatively large distances between waypoints, provides flexibility and high efficiency of alternative routes.

To evaluate the efficiency of the optimization model, the results of the routes from scenario 1 (the selected scenario) are compared with the current routes used in real conditions. Table 4 shows that in 20 ATS routes, the distance was

reduced on 15 routes compared to the existing ones. Among them, some optimized routes significantly reduced their length, for example, the DAN – PQU route decreased by 83.6 km (8.6%). The new routes are more direct, which simplifies aircraft piloting, reduces fuel consumption and shortens the flight time. This helps to reduce the number of hot spots, reduce the likelihood of conflict situations, reduce the amount of airspace traffic coordination for controllers and reduce the frequency of radio exchange between aircraft crews. Thus, the workload of both controllers and aircraft crews is reduced, which in turn increases the airspace PS and improves its efficiency.

Table 4

Comparison of the results of the optimized routes in scenario 1 with the actual routes

ATS route	Scenario 1	The actual route
TSH – DAN	612.2 km TSH – DONXO – MULAD – DADEN – TATIM – DAN	648.9 km TSH – KADUM – PATMA – SADAS – DADEN – LATOM – PATNO – DAN
CRA – PQU	602.2 km CRA – SOSPA – LKH – KADUM – SAPEN – KISAN – PQU	615.7 km CRA – SOSRA – LKH – VETOM – AC – ESDOB – TSH – ATGAS – TUNPO – PQU
TSH – ARESI	930.2 km TSH – ENRIN – SOSPA – ATVIT – NITOM – MESOX – ARESI	934.8 km TSH – ESDOB – AC – VETOM – LKH – SOSRA – CRA – ATVIT – NITOM – MESOX – ARESI
TSH – IGARI	548.1 km TSH – BITIS – ANHOA – BIBAN – IGARI	552.3 km TSH – BITIS – ANHOA – BIBAN – BITOD – IGARI
TSH – BUNTA	732.0 km TSH – DONXO – MULAD – MUMGA – CQ – BUNTA	757 km TSH – KADUM – PATMA – BMT – NOBID – PCA – ASUKU – BUNTA
DAN – PQU	885.7 km DAN – TATIM – DADEN – MULAD – DONXO – POPET – KISAN – PQU	969.4 km DAN – SADIN – BANSU – MUMGA – BMT – DOVIN – AC – TSH – ATGAS – TUNPO – PQU
CRA – BUNTA	539.1 km CRA – KARAN – ASUKU – BUNTA	540.8 km CRA – NHATA – KARAN – KAMGO – PCA – ASUKU – BUNTA
TSH – DUDIS	424.8 km TSH – XOBAB – LITAM – DUDIS	425.4 km TSH – XOBAB – NIXIV – CN – DUDIS
TSH – POPET	82.6 km TSH – POPET	82.6 km TSH – SAEN – POPET
EXOTO – ESPOB	1105.2 km EXOTO – VEPAM – KARAN – ELSAS – CN – ESPOB	1105.3 km EXOTO – VEPAM – KARAN – SOSPA – PTH – ELSAS – CN – ESPOB
DUDIS – DONDA	1027.5 km DUDIS – DAGAG – SUDUN – DAMVO – NITOM – DAMEL – DONDA	1027.5 km DUDIS – DAGAG – SUDUN – DAMVO – NITOM – DAMEL – DONDA
MIGUG – MELAS	1110.3 km MIGUG – MESOX – MUGAN – MIMUX – MAPNO – OSIXA – MOXON – MELAS	1110.3 km MIGUG – MESOX – MUGAN – MIMUX – MAPNO – OSIXA – MOXON – MELAS

Continuation of Table 4

ATS route	Scenario 1	The actual route
AKMON – ARESI	788.8 km AKMON – UDOSI – ALDAS – AGSAM – ANOKI – ARESI	788.8 km AKMON – UDOSI – ALDAS – AGSAM – ANOKI – ARESI
CRA – DAN	471.2 km CRA – KARAN – KAMGO – PCA – KUMUN – DAN	474.1 km CRA – KARAN – KAMGO – PCA – KUMUN – CQ – DAN
TSH – PANDI	806.3 km TSH – BUKMA – MATGI – AGSIS – DAMVO – MIMUX – AGSAM – PANDI	806.4 km TSH – BUKMA – MATGI – PTH – AGSIS – DAMVO – MIMUX – AGSAM – PANDI
TSH – AKMON	486.4 km TSH – LOSON – MOXON – AKMON	486.4 km TSH – LOSON – MOXON – AKMON
PANDI – IGARI	1258.2 km PANDI – ALDAS – MAPNO – SAMAP – CN – VIGEN – BITOD – IGARI	1258.2 km PANDI – ALDAS – MAPNO – SAMAP – CN – VIGEN – BITOD – IGARI
PQU – IGARI	367.3 km PQU – ADBOP – IGARI	392.1 km PQU – ADBOP – BITOD – IGARI
ANINA – ARESI	758.5 km ANINA – MUMGA – VIMUT – VEPAM – DAMEL – MESOX – ARESI	758.6 km ANINA – DADEN – PLK – MUMGA – PCA – VIMUT – VEPAM – DAMEL – MESOX – ARESI
PCA – TRN	563.7 km PCA – NOBID – PATMA – DONXO – RUNOP – MOXEB – TRN	564.1 km PCA – NOBID – BMT – PATMA – DONXO – RUNOP – MOXEB – TRN

Conclusion

In the modern world, one of the areas of improvement of air navigation services is the introduction of efficient flight paths, which implies: transition from ATS routes to zonal navigation routes, creation of airspace zones with free routing; creation or modification of departure and landing approach patterns at airports based on the balance of the economy of airspace users and the ANSPs; increasing the availability of airspace for all users by reducing the number and duration of flight restriction zones.

At the same time, in real conditions, when the formation of the airspace structure is influenced by conflicts of interests of many airspace users, for example, in the Moscow zone of the Unified ATM System, as well as in conditions of reduced airspace capacity due to changes in the meteorological situation, the introduction of bans and restrictions on the usage of the airspace, creating an opportunity for promptly changing flight trajectories along optimal ATS routes is one of the ways to maintain flight safety at an acceptable level.

The article presents the methodology and results of modeling the optimization of ATS routes in three cases: with and without angular restrictions, as applied to the airspace of the Ho Chi Minh City ACC. The obtained results demonstrate the efficiency and performance of the model, as well as its ability to provide solutions for improving the ATS route network. The model is universal and can be easily implemented in the airspace of various regions by changing the input data (coordinates).

In the future, the authors plan to improve the model so that it can offer alternative routes in cases where the main routes become unavailable (due to adverse weather conditions or other restrictions). Such alternative routes will become an effective backup tool in cases of reduced airspace capacity due to restrictions on its use related to the implementation of state priorities in the use of airspace, as well as changes in meteorological conditions or other factors affecting flight safety.

References

1. Dolnikov, V.L., Yakimova, O.P. (2011). Basic graph algorithms: Lecture notes. Yaroslavl: YarGU, 80 p. (in Russian)
2. Korotkin, A.A., Krasnov, M.V. (2020). Genetic algorithms: Tutorial. Yaroslavl: YarSU, 40 p. (in Russian)
3. Gafarov, F.M., Gilemzyanov, A.F. (2024). Neural networks in PyTorch: Tutorial. Kazan: Kazanskiy federal'nyy universitet, 106 p. (in Russian)
4. Laparra, D.M. (2019). Pathfinding algorithms in graphs and applications. Universitat de Barcelona, 39 p.
5. Jurkiewicz, P., Biernacka, E., Domżał, J., Wójcik, R. (2021). Empirical time complexity of generic Dijkstra algorithm. *In: IFIP/IEEE International Symposium on Integrated Network Management*. France: Bordeaux, pp. 594–598. DOI: 10.48550/arXiv.2006.06062
6. Khemani, B., Patil, S., Kotecha, K. et al. (2024). A review of graph neural networks: concepts, architectures, techniques, challenges, datasets, applications, and future directions. *Journal of Big Data*, vol. 11. ID: 18. DOI: 10.1186/s40537-023-00876-4 (accessed: 12.01.2025).
7. Skrypnik, O.N., Nechaev, E.E., Arefyeva, N.G., Arefyev, R.O. (2019). Optimization of an aircraft flight trajectory in the GLONASS dynamic accuracy field. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 22, no. 5, pp. 19–31. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-5-19-31
8. Nurlybayev, M.A., Almazkhan, N.A. (2023). Application of path finding algorithms for control of airfield-based unmanned aircraft for collision prevention. *In: Energetika, upravleniye i avtomatizatsiya: innovatsionnyye resheniya problem: materialy II Vserossiyskoy nauchno-prakticheskoy konferentsii obuchayushchikhsya i prepodavateley*. St. Petersburg: VSHTe SPbGUPTD, pp. 23–26. (in Russian)
9. Zhang, H., Tao, Y., Zhu, W. (2023). Global path planning of unmanned surface vehicle based on improved a-star algorithm. *Sensors*, vol. 23, issue 14, ID: 6647. DOI: 10.3390/s23146647 (accessed: 12.01.2025).
10. Chatzisavvas, A., Dossis, M., Dasygenis, M. (2024). Optimizing mobile robot navigation based on a-star algorithm for obstacle avoidance in smart agriculture. *Electronics*, vol. 13, issue 11, ID: 2057. DOI: 10.3390/electronics13112057 (accessed: 12.01.2025).
11. Kabir, R., Watanobe, Y., Islam, M.R., Naruse, K. (2024). Enhanced robot motion block of A-star algorithm for robotic path planning. *Sensors*, vol. 24, issue 5, ID: 1422. DOI: 10.3390/s24051422 (accessed: 12.01.2025).
12. Farid, G., Cocuzza, S., Younas, T., Razzaqi, A.A., Wattoo, W.A., Cannella, F., Mo, H. (2022). Modified A-Star approach to plan the motion of a quadrotor UAV in three-dimensional obstacle-cluttered environment. *Applied Sciences*, vol. 12, issue 12. ID: 5791. DOI: 10.3390/app12125791 (accessed: 12.01.2025).
13. Yoo, Y.D., Moon, J.H. (2025). Study on A-Star algorithm-based 3D path optimization method considering density of obstacles. *Aerospace*, vol. 12, issue 2. ID: 85. DOI: 10.3390/aerospace12020085 (accessed: 12.01.2025).
14. Nguyen, N.H.Q., Nechaev, V.N., Malygin, V.B. (2025). Mathematical model and application of the A-star algorithm to optimize ATS routes in the area control center Ho Chi Minh airspace. *Crede Experto: transport, society, education, language*, no. 1, pp. 64–85. DOI: 10.51955/2312-1327_2025_1_64 (in Russian)
15. Van Rossum, G., Drake, F.L. (2009). Python 3 Reference Manual. CreateSpace, Scotts Valley, CA, USA, 242 p.

Список литературы

1. Дольников В.Л., Якимова О.П. Основные алгоритмы на графах: текст лекций. Ярославль: ЯрГУ, 2011. 80 с.
2. Короткин А.А., Краснов М.В. Генетические алгоритмы: учеб.-метод. пособие. Ярославль: ЯрГУ, 2020. 40 с.
3. Гафаров Ф.М., Гилемзянов А.Ф. Нейронные сети в PyTorch: учеб. пособие. Казань: Казанский федеральный университет, 2024. 106 с.

4. **Laparra D.M.** Pathfinding algorithms in graphs and applications. Universitat de Barcelona, 2019. 39 p.

5. **Jurkiewicz P.** Empirical Time Complexity of Generic Dijkstra Algorithm / P. Jurkiewicz, E. Biernacka, J. Domżał, R. Wójcik // IFIP/IEEE International Symposium on Integrated Network Management. France: Bordeaux, 2021. pp. 594–598. DOI: 10.48550/arXiv.2006.06062

6. **Khemani B., Patil S., Kotecha K. et al.** A review of graph neural networks: concepts, architectures, techniques, challenges, datasets, applications, and future directions [Электронный ресурс] // Journal of Big Data. 2024. Vol. 11, ID: 18. DOI: 10.1186/s40537-023-00876-4 (дата обращения: 12.01.2025).

7. **Скрыпник О.Н.** Алгоритмы оптимизации траекторий воздушных судов при гибкой маршрутизации / О.Н. Скрыпник, Е.Е. Нечаев, Н.Г. Арефьева, Р.О. Арефьев // Научный вестник МГТУ ГА. 2019. Т. 22, № 5, С. 19–31. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-5-19-31

8. **Нурлыбаев М.А., Алмазхан Н.А.** Применение алгоритмов поиска пути для контроля беспилотных летательных аппаратов аэродромного базирования для предотвращения столкновений // Энергетика, управление и автоматизация: инновационные решения проблем: материалы II Всероссийской научно-практической конференции обучающихся и преподавателей. Санкт-Петербург, 22 декабря, 2022. СПб.: ВШТЭ СПбГУПТД, 2023. С. 23–26.

9. **Zhang H., Tao Y., Zhu W.** Global path planning of unmanned surface vehicle based on improved a-star algorithm [Электронный ресурс] // Sensors. 2023. Vol. 23, iss. 14. ID: 6647. DOI: 10.3390/s23146647 (дата обращения: 12.01.2025).

10. **Chatzisavvas A., Dossis M., Dasygenis M.** Optimizing mobile robot navigation based on a-star algorithm for obstacle avoidance in smart agriculture [Электронный ресурс] // Electronics. 2024. Vol. 13, iss. 11. ID: 2057. DOI: 10.3390/electronics13112057 (дата обращения: 12.01.2025).

11. **Kabir R.** Enhanced robot motion block of a-star algorithm for robotic path planning / R. Kabir, Y. Watanobe, M.R. Islam, K. Naruse [Электронный ресурс] // Sensors. 2024. Vol. 24, iss. 5. ID: 1422. DOI: 10.3390/s24051422 (дата обращения: 12.01.2025).

12. **Farid G.** Modified A-Star approach to plan the motion of a quadrotor UAV in Three-Dimensional Obstacle-Cluttered Environment / G. Farid, S. Cocuzza, T. Younas, A.A. Razaqi, W.A. Wattoo, F. Cannella, H. Mo [Электронный ресурс] // Applied Sciences. 2022. Vol. 12, iss. 12. ID: 5791. DOI: 10.3390/app12125791 (дата обращения: 12.01.2025).

13. **Yoo Y.D., Moon J.H.** Study on A-Star algorithm-based 3D path optimization method considering density of obstacles [Электронный ресурс] // Aerospace. 2025. Vol. 12, iss. 2. ID: 85. DOI: 10.3390/aerospace12020085 (дата обращения: 12.01.2025).

14. **Нгуен Н.Х.К., Нечаев В.Н., Малыгин В.П.** Математическая модель и применение алгоритма A-star для оптимизации маршрутов ОВД в воздушном пространстве районного диспетчерского центра Хошимина // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. 2025. № 1. С. 64–85. DOI: 10.51955/2312-1327_2025_1_64

15. **Van Rossum G., Drake F.L.** Python 3 Reference Manual. CreateSpace, Scotts Valley, CA, USA, 2009. 242 p.

Information about the authors

Nguyen Ngoc Hoang Quan, Master, the Head of Department of FPL Procedure Assistant Staff and Flight Dispatcher, Aviation Staff Training Center, Vietnam Aviation Academy, Postgraduate Student at the Moscow State Technical University of Civil Aviation, quannnh@mail.ru.

Vladimir N. Nechaev, Candidate of Historical Sciences, Associate Professor, the Head of the Air Traffic Management Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, v.nechaev@mstuca.ru.

Roman A. Subbotin, Candidate of Military Sciences, Associate Professor, the Air Traffic Management Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, r.subbotin@mstuca.ru.

Сведения об авторах

Нгуен Нгок Хоанг Куан, магистр, заведующий кафедрой помощников по процедурам FPL и полетных диспетчеров Центра подготовки авиационного персонала Вьетнамской авиационной академии, аспирант МГТУ ГА, quannnh@mail.ru.

Нечаев Владимир Николаевич, кандидат исторических наук, доцент, заведующий кафедрой управления воздушным движением МГТУ ГА, v.nechaev@mstuca.ru.

Субботин Роман Александрович, кандидат военных наук, доцент, доцент кафедры управления воздушным движением МГТУ ГА, r.subbotin@mstuca.ru.

Поступила в редакцию	20.02.2025	Received	20.02.2025
Одобрена после рецензирования	31.03.2025	Approved after reviewing	31.03.2025
Принята в печать	22.05.2025	Accepted for publication	22.05.2025

НАУЧНЫЕ ОБЗОРЫ

УДК 502.3

DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-3-63-80

Утилизация транспортных средств: российские реалии и зарубежный опыт

М.Е. Семерикова¹, Т.В. Наумова¹

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

Аннотация: Обращение с воздушными судами, выведенными из эксплуатации, – проблема относительно новая для отечественной гражданской авиации. Многие десятилетия в общемировом опыте доминировала практика их размещения на открытых площадках, так называемых кладбищах самолетов. Вместе с тем возрастающие требования к охране окружающей среды вынуждают внедрять экологически рациональные формы деятельности на всех этапах жизненного цикла технического устройства, в том числе на заключительном этапе – разуконплектования и утилизации. Выявлено, что в России отсутствует упорядоченная система обращения с авиационной техникой в постэксплуатационный период ее жизненного цикла. Однако потребность в такой системе существует, и она будет возрастать, поскольку «Комплексной программой развития авиатранспортной отрасли Российской Федерации до 2030 года» предполагается в условиях западных санкций постепенное выведение из парка авиакомпаний воздушных судов иностранного производства. В ходе исследования выполнен обзор нормативно-правового обеспечения процессов утилизации на автомобильном, железнодорожном и морском транспорте России; проанализирована деятельность российских компаний, занимающихся утилизацией авиационной техники и выявлены противоречия на рынке утилизационных услуг; для владельцев транспортных средств предложены инструменты стимулирования утилизации; изучен и обобщен зарубежный опыт, в частности проекты PAMELA и Airbus Lifecycle Services корпорации Airbus, деятельность ассоциации AFRA корпорации Boeing, проект Falcon Aircraft Recycling компании Emirates, международный проект Airbus China.

Ключевые слова: жизненный цикл воздушного судна, утилизация, экологически рациональное управление отходами.

Для цитирования: Семерикова М.Е., Наумова Т.В. Утилизация транспортных средств: российские реалии и зарубежный опыт // Научный вестник МГТУ ГА. 2025. Т. 28, № 3. С. 63–80. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-3-63-80

Recycling of vehicles: Russian realities and foreign experience

M.E. Semerikova¹, T.V. Naumova¹

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

Abstract: The handling of decommissioned aircraft is a relatively new problem for national civil aviation. For many decades, the global experience has been dominated by the practice of placing them in open areas, the so-called cemeteries of aircraft. At the same time, the increasing requirements for environmental protection force the introduction of environmentally sound forms of activity at all stages of the life cycle of a technical device, including at the final stage – disassembly and disposal. It has been revealed that in Russia there is no orderly system for handling the aviation equipment in the post-operational period of its life cycle. However, there is a need for such a system, and it will increase, since the “Comprehensive Program for the Development of the Air Transport Industry of the Russian Federation until 2030” assumes the gradual withdrawal of foreign-made aircraft from the airline fleet under Western sanctions. In the course of the study, an overview of the regulatory and legal support for recycling processes in Russian automobile, railway and marine transport has been carried out; the activities of Russian companies engaged in the disposal of aviation equipment have been analyzed and contradictions in the market of recycling services have been revealed; tools for stimulating recycling are proposed for vehicle owners; foreign experience is studied and summarized, in particular, the PAMELA

and Airbus Lifecycle Services projects of Airbus Corporation, the activities of the AFRA association of Boeing Corporation, the Falcon Aircraft Recycling project of Emirates, the international project Airbus China.

Key words: aircraft life cycle, recycling, environmentally sound waste management.

For citation: Semerikova, M.E., Naumova, T.V. (2025). Recycling of vehicles: Russian realities and foreign experience. Civil Aviation High Technologies, vol. 28, no. 3, pp. 63–80. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-3-63-80

Введение

Любое транспортное средство имеет ограниченный срок эксплуатации, после завершения которого оно выводится из использования и подлежит демонтажу, переработке или утилизации. Авиационный транспорт имеет свою специфику. На смену воздушным судам (ВС), фюзеляж которых изготавливался преимущественно из алюминия, приходят новые поколения самолетов, в конструкции которых применяются современные комплектующие – углеродные композиционные материалы, титановые и стальные сплавы, иные многокомпонентные соединения с уникальными физико-химическими характеристиками, усложняющие процессы разукomплектования и утилизации летательных аппаратов. В совокупности с конструктивной сложностью ВС, спецификой условий их эксплуатации утилизация воздушных судов становится специализированной сферой техногенной деятельности [1]. Не случаен интерес научного сообщества к поиску инновационных подходов к переработке самолета, которые были бы экологически безопасными, экономически эффективными и логистически оправданными [2].

В «Комплексной программе развития авиатранспортной отрасли Российской Федерации до 2030 года» (далее – Программа) отмечено, что по состоянию на апрель 2022 года доля воздушных судов иностранного производства в действующем парке пассажирских самолетов для осуществления коммерческих воздушных перевозок составила более 67 %. Поскольку в феврале – марте 2022 года авиатранспортная отрасль Российской Федерации столкнулась с геополитическими вызовами и введением санкционных мер со стороны западных партнеров, для нее возникли серьезные риски [3]. В связи с этим в Про-

грамме поставлена цель ускоренного обновления парка ВС преимущественно отечественной техникой. Программой предусмотрены в период до 2030 года поставки 1036 самолетов для нужд гражданской авиации. Процесс будет сопровождаться постепенным выводом из парка авиационных компаний воздушных судов, произведенных за рубежом¹. Безусловно, значительная часть этих самолетов будет полностью выведена из эксплуатации, что потребует дополнительных усилий для их разукomплектования и утилизации.

В данном исследовании акцент сделан на заключительном этапе жизненного цикла ВС – его переработке и утилизации. Исследовательское внимание именно к этому этапу обусловлено следующими аспектами:

- эксплуатация морально и физически устаревшего ВС становится технически опасной и экономически невыгодной, что стимулирует рост объемов техники, подлежащей списанию;
- в российских реалиях перехода на импортозамещение и перспектив в ближайшие годы интенсивного обновления воздушного флота новыми типами ВС российского производства проблема разукomплектования и утилизации снятых с эксплуатации самолетов будет только обостряться;
- в зарубежных авиакомпаниях наблюдается тенденция экономической привлекательности повторного использования отдельных компонентов, выведенных из эксплуатации ВС. По некоторым оценкам, уже сегодня мировой вторичный рынок запчастей и прочих

¹ Распоряжение Правительства РФ № 1693-р от 25.06.2022 «Комплексная программа развития авиатранспортной отрасли Российской Федерации до 2030 года» [Электронный ресурс] // Гарант. 2022. URL: <https://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/404798711/> (дата обращения: 17.11.2024).

комплекующих оценивается в 2 млрд долларов [4], таким образом, индустрия постэксплуатационного обращения с ВС становится востребованной;

- усугубляются экологические издержки: дефицит некоторых природных ресурсов для производства новой техники с одной стороны и необходимость выделять природные территории под хранилища списанных ВС и содержать их в приемлемых с точки зрения природоохранных требований условиях с другой заставляют искать способы снижения экологических затрат в разработке новых алгоритмов обращения со списанной авиационной техникой (АТ).

Актуальность исследования обусловлена необходимостью разработки теоретико-методического обеспечения, которое позволит создать отраслевую систему утилизации АТ.

Методы и методология исследования

Методологическая основа работы представлена концепцией жизненного цикла технического изделия применительно к авиационной технике; объектно ориентированным подходом к сбору информации; сравнительным анализом зарубежного опыта и отечественной практики утилизации транспортных средств; обобщением и конкретизацией требований нормативных документов различных уровней – от международных до отраслевых.

Законодательные инициативы Евросоюза в сфере экологически рационального управления отходами транспорта

Стремительное становление авиации имеет серьезные угрозы для окружающей среды. Поэтому авиационные компании активно работают над снижением негативных последствий на всех этапах жизненного цикла авиационной техники, основными из которых являются этапы производства, эксплуатации и утилизации. Сегодня авиация входит в тройку основных загрязнителей атмосферы, усту-

пая лишь автомобильному транспорту и тяжелой промышленности. Сокращение выбросов в атмосферу способствует сохранению биосферы и здоровья населения, однако соблюдение экологических требований по переходу к низкоуглеродной экономике сдерживает развитие авиаотрасли [5]. С учетом перспективы развития отрасли (рис. 1) [6–8] значительный рост авиационного сектора может привести к серьезным экологическим последствиям.

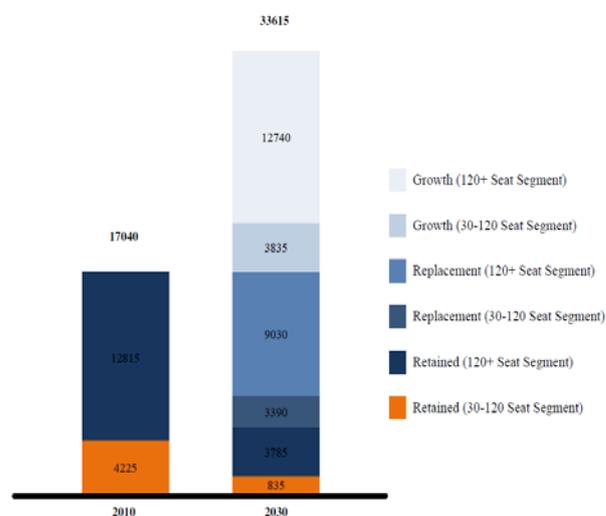


Рис. 1. Динамика мирового парка пассажирских воздушных судов до 2030 года в сегментах на 30–120 посадочных мест и более чем 120 посадочных мест

Fig. 1. Dynamics of the global fleet of passenger aircraft until 2030 in segments with 30–120 seat and more than 120 seats

Еще несколько лет назад самолеты с истекшим сроком эксплуатации отправлялись на свалки по всему миру. Сегодня вопрос утилизации техники активно поднимается во всех отраслях транспорта. В рамках Европейского союза (ЕС) начиная с 2000-х годов Европейская комиссия активно работала над внедрением принципов расширенной ответственности производителя в законодательство. Это значит, что производитель несет ответственность не только за производство нового оборудования, но и за процессы утилизации и переработки оборудования с истекшим сроком службы (ИСС). Так, например, Международная морская организация

приняла международную конвенцию «О безопасности и экологически обоснованной утилизации судов». Морские суда, отправляемые на утилизацию, должны сопровождаться документацией о содержании опасных материалов. Регламент ЕС № 1257/20132 – правовой акт, который регулирует утилизацию морских судов в ЕС. Цель регламента – повышение уровня безопасности, охраны здоровья человека и морской среды на всей территории ЕС на протяжении всего жизненного цикла судов. В частности, обеспечение того, чтобы опасные отходы от утилизации судов подлежали экологически рациональному управлению. Правила регламента применяются ко всем судам под флагом ЕС, а также к судам, плавающим под флагом третьей страны, заходящим в порт или на якорную стоянку государства – члена ЕС.

В ЕС действует ряд директив, регулирующих утилизацию автомобилей [9]:

- Директива 2000/53/ЕС³ – определяет требования по уменьшению образования отходов при выведении автомобиля из эксплуатации и устанавливает ответственность производителей автотранспортной техники за ее утилизацию;

- Директива 2005/64/ЕС⁴ – требует от автопроизводителей предоставлять документы, подтверждающие пригодность транспортных средств к утилизации.

Важно отметить, что в ЕС нет единого законодательства об утилизации автомобилей. Каждое государство занимается этой проблемой в силу своих возможностей.

По примеру Евросоюза Китай, Южная Корея, США, Япония и Тайвань в своем законодательстве также учли принципы расширенной ответственности производителя.

Регламентация утилизации транспортных средств в России

Утилизация транспортных средств – это сложный поэтапный процесс, требующий соблюдения множества нормативных актов и стандартов. Главный закон, регулирующий утилизацию транспортных средств в России, – Федеральный закон № 89 «Об отходах производства и потребления»⁵. Этот закон определяет общие принципы и подходы к обращению с отходами, включая утилизацию транспортных средств. Помимо этого, утилизация транспортных средств регулируется приказами МВД России^{6,7}.

В Российской Федерации процесс утилизации объектов морского транспорта регламентируется постановлением Правительства Российской Федерации № 620⁸. Согласно стандартам процедура утилизации должна

² Регламент Европейского Парламента и Совета Европейского Союза 1257/2013 от 20.11.2013 «Об утилизации судов и об изменении Регламента (ЕС) 1013/2006 и Директивы 2009/16/ЕС» [Электронный ресурс] // Гарант. 2013. URL: <https://base.garant.ru/70723166/> (дата обращения: 17.08.2024).

³ Директива Европейского Парламента и Совета Европейского Союза 2000/53/ЕС от 18.09.2000 «О транспортных средствах с выработанным сроком эксплуатации» [Электронный ресурс] // Гарант. 2000. URL: <https://base.garant.ru/2564448/> (дата обращения: 17.08.2024).

⁴ Директива Европейского Парламента и Совета Европейского Союза 2005/64/ЕС от 26.10.2005 «Об одобрении типа транспортных средств относительно возможности их повторного использования, вторичной переработки и восстановления и об изменении Директивы 70/156/ЕЭС Совета ЕС» [Электронный ресурс] // Гарант. 2005. URL: <https://base.garant.ru/70256884/> (дата обращения: 13.05.2024).

⁵ Федеральный закон №89-ФЗ от 24.06.1998 «Об отходах производства и потребления» [Электронный ресурс] // КонсультантПлюс. 2008. URL: https://www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_19109/ (дата обращения: 13.07.2024).

⁶ Приказ МВД России № 1001 от 24.11.2008 «О порядке регистрации транспортных средств» [Электронный ресурс] // Гарант. 2013. URL: <https://base.garant.ru/57503958/> (дата обращения: 30.04.2024).

⁷ Приказ МВД России № 605 от 07.08.2013 «Об утверждении Административного регламента» [Электронный ресурс] // Гарант. 2013. URL: <https://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/70365286/> (дата обращения: 17.10.2024).

⁸ Постановление Правительства РФ № 620 от 12.12.2010 «Об утверждении технического регламента о безопасности объектов морского транспорта» [Электронный ресурс] // Гарант. 2019. URL: <https://base.garant.ru/199085/> (дата обращения: 23.07.2024).

отвечать требованиям по сохранности окружающей среды, то есть процесс утилизации должен проходить в строго отведенных местах, отвечающих требованиям, с целью минимизации экологического загрязнения. Для обеспечения безопасности проведения процесса были также разработаны Росстандартом приказ № 655⁹ и ГОСТ Р ИСО 30000-2013 «Суда и морские технологии. Системы менеджмента утилизации судов. Технологические требования к системе менеджмента предприятий по безопасной и экологически рациональной утилизации судов»¹⁰. Согласно национальным и международным стандартам предприятия, производящие утилизацию, обязаны выполнять указанные требования для обеспечения безопасности и экологичности работ по утилизации. Внедрение и строгое соблюдение этих требований способствуют устойчивому развитию и сохранению окружающей среды.

Разработанный межгосударственный стандарт ГОСТ 31538-2012¹¹ регламентирует жизненный цикл железнодорожного подвижного состава. Утилизация железнодорожного транспорта регулируется федеральным законом, отраслевым стандартом, национальным

стандартом, а также распоряжением ОАО «РЖД»^{12,13,14,15}.

В соответствии с ОСТ 32.181-2001 железнодорожный транспорт подлежит утилизации исключительно после официального списания подвижного состава. Процесс утилизации включает следующие этапы.

1. Списание железнодорожной техники. Списание производится после завершения эксплуатации, и техника должна быть официально исключена из учета.

2. Передачу документации. При списании и последующей отправке на утилизацию, составляется пакет документов, включающий технические характеристики, информацию о стоимости и наличии драгоценных металлов.

3. Разборку и утилизацию. На основе полученной документации осуществляется разборка и утилизация техники. Эти процессы выполняются исключительно специализированными компаниями, имеющими соответствующие лицензии.

Таким образом, утилизация железнодорожного транспорта регулируется строгими нормативными требованиями, направленными на обеспечение экологической безопасности и рационального использования ресурсов.

⁹ Приказ Росстандарта № 655-ст от 18.09.2020 «Об утверждении национального стандарта Российской Федерации» [Электронный ресурс] // КонсультантПлюс. 2020. URL: https://www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_369196/ (дата обращения: 13.09.2024).

¹⁰ ГОСТ Р ИСО 30000-2013. Национальный стандарт РФ «Суда и морские технологии. Системы менеджмента утилизации судов. Технические требования к системам менеджмента предприятий по безопасной и экологически рациональной утилизации судов» (утв. приказом Федерального агентства по техническому регулированию и метрологии № 655-ст от 28.08.2013) [Электронный ресурс] // Гарант. 2014. URL: <https://base.garant.ru/71424858/> (дата обращения: 21.10.2024).

¹¹ Межгосударственный стандарт ГОСТ 31538-2012 «Цикл жизненный железнодорожного подвижного состава. Общие требования» (введен в действие приказом Федерального агентства по техническому регулированию и метрологии № 1172-ст от 26 ноября 2012) [Электронный ресурс] // Гарант. 2014. URL: <https://base.garant.ru/71442858/> (дата обращения: 21.10.2024).

¹² Федеральный закон «Устав железнодорожного транспорта Российской Федерации» №18-ФЗ от 10.01.2003 [Электронный ресурс] // Гарант. 2003. URL: <https://base.garant.ru/12129475/> (дата обращения: 13.04.2024).

¹³ Стандарт отрасли ОСТ 32.181-2001 «Система разработки и постановки продукции на производство. Порядок заказа, разработки, постановки на производство, проведения испытаний и утилизации железнодорожной техники». МПС России, 2002. 72 с.

¹⁴ Национальный стандарт РФ ГОСТ Р 52326-2005 «Устройства пломбировочные. Учет, контроль и утилизация» от 01.01.2006 [Электронный ресурс] // Гарант. 2006. URL: <https://base.garant.ru/5922584/> (дата обращения: 13.04.2024).

¹⁵ Распоряжение ОАО «РЖД» № 96/р «Об утверждении Порядка утилизации запорно-пломбировочных устройств, допущенных к применению для пломбирования вагонов, контейнеров при перевозках железнодорожным транспортом на инфраструктуре ОАО «РЖД» от 22.01.2018 [Электронный ресурс] // Гарант. 2018. URL: <https://base.garant.ru/71898064/> (дата обращения: 13.04.2024).

В автомобильной отрасли процесс регулируется несколькими ключевыми документами, которые определяют порядок и условия утилизации старых автомобилей, мотоциклов и других транспортных средств. Одним из основных документов, регулирующих утилизацию, является ГОСТ 31969-2013¹⁶, который содержит техническую документацию по утилизации автотранспортных средств. Этот стандарт устанавливает требования к процессам утилизации, включая экологические и технические аспекты.

Таким образом, в России действует целый комплекс нормативных актов различного уровня, устанавливающих процедуры обращения с транспортными средствами, выведенными из эксплуатации. Эти документы определяют порядок регистрации транспортных средств, административные регламенты, налоговые обязательства и другие важные аспекты, связанные с утилизацией. Соблюдение этих требований предусматривает экологически безопасное и экономически эффективное обращение с отходами.

Нормативные требования и практические подходы к утилизации авиатранспорта в России

В России отсутствует единый стандарт по реализации воздушных судов, подлежащих списанию. Утилизация авиатехники находится в сфере деятельности двух ведомств: Министерства обороны и Министерства промышленности и торговли. Структура взаимоотношений сторон в ходе реализации и утилизации списанных средств определяется постановлением Правительства Российской Федерации № 995¹⁷. Процесс эксплуатации и утилизации

компонентов авиационной техники должен соответствовать требованиям ряда нормативных документов^{18,19,20,21,22,23,24,25,26,27}.

ресурс] // Гарант. 2014. URL: <https://base.garant.ru/182784/> (дата обращения: 16.12.2024).

¹⁸ Федеральный закон № 89-ФЗ «Об отходах производства и потребления» от 24.06.1998 [Электронный ресурс] // КонсультантПлюс. 2008. URL: https://www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_19109/ (дата обращения: 13.07.2024).

¹⁹ Федеральный закон № 10-ФЗ «О государственном регулировании развития авиации» от 08.01.1998 [Электронный ресурс] // Гарант. 1998. URL: <https://base.garant.ru/175962/> (дата обращения: 13.08.2024).

²⁰ Постановление Правительства РФ № 505 «Об утверждении Порядка инвентаризации мест и объектов добычи, транспортировки, переработки, использования, сбора, хранения и захоронения радиоактивных веществ и источников ионизирующего излучения на территории Российской Федерации» от 22.07.1992 [Электронный ресурс] // Гарант. 1992. URL: <https://base.garant.ru/2108170/> (дата обращения: 13.07.2024).

²¹ Приказ Министерства природных ресурсов РФ № 786 «Об утверждении федерального классификационного каталога отходов» от 02.12.2002 [Электронный ресурс] // Гарант. 2003. URL: <https://base.garant.ru/12129508/> (дата обращения: 07.07.2024).

²² ГОСТ СССР 25866-83 № 3105 «Эксплуатация техники. Термины и определения» от 13.07.1983 [Электронный ресурс] // Гарант. 1985. URL: <https://base.garant.ru/5916630/> (дата обращения: 13.07.2024).

²³ ГОСТ 27692-2012 № 1196-ст «Документация эксплуатационная на авиационную технику. Построение, изложение, оформление и содержание формуляров» от 26.11.2012 [Электронный ресурс] // Гарант. 2013. URL: <https://base.garant.ru/70696972/> (дата обращения: 17.04.2024).

²⁴ ГОСТ 15.309-98 № 189 «Система разработки и постановки продукции на производство. Испытания и приемка выпускаемой продукции. Основные положения» от 11.06.1999 [Электронный ресурс] // Гарант. 2000. URL: <https://base.garant.ru/12141420/> (дата обращения: 03.10.2024).

²⁵ ГОСТ 30772-2001 № 607-ст «Ресурсосбережение. Обращение с отходами. Термины и определения» от 28.12.2001 [Электронный ресурс] // Гарант. 2002. URL: <https://base.garant.ru/12131573/> (дата обращения: 11.03.2024).

²⁶ ГОСТ РФ Р 58849-2020 № 176-ст «Авиационная техника гражданского назначения. Порядок создания. Основные положения» от 24.04.2020 [Электронный ресурс] // Гарант. 2020. URL: <https://base.garant.ru/74345098/> (дата обращения: 28.08.2024).

²⁷ Стандарт отрасли ОСТ 1 02786-2009 «Авиационный стандарт. Типовые условия поставки и послепрода-

¹⁶ Межгосударственный стандарт ГОСТ 31969-2013 № 1221-ст «Автомобильные транспортные средства. Техническая документация по утилизации. Общие требования» от 28.10.2013 [Электронный ресурс] // Гарант. 2014. URL: <https://base.garant.ru/71317368/> (дата обращения: 21.11.2024).

¹⁷ Постановление Правительства РФ № 995 «О порядке утилизации и реализации авиационной техники, снятой с эксплуатации» от 21.12.2000 [Электронный

Таблица 1
Table 1

Нормативно-правовое обеспечение процесса утилизации в транспортной сфере России
Regulatory and legal support of the recycling process in the Russian transport sector

Вид транспорта	Нормативно-правовые акты			Практическая реализация в Российской Федерации
	Российская Федерация	Европейский союз	Межправительственные организации	
Морской	– ПП РФ от № 620 – № 7-ФЗ – Приказ № 655 – ГОСТ Р ИСО 30000-2013	– Регламент ЕС № 1257/2013 – Директива 2000/59/ЕС	Конвенция «О безопасности и экологически обоснованной утилизации судов»	да
Ж/д	– Распоряжение ОАО «РЖД» № 96р – ГОСТ Р 52326-2005 – ФЗ № 18-ФЗ – Стандарт ОСТ 32.181-2001	—	Стандарт ГОСТ 31538-2012	да
Авто	– ГОСТ 31969-2013 – № 89-ФЗ – № 393-ФЗ	– Директива 2000/53/ЕС – Директива 2005/64/ЕС	—	да
Авиа	ПП РФ № 995	—	Руководство AFRA BMP 5.0	нет

Анализ нормативно-правового контента позволил установить, что в Российской Федерации процесс утилизации транспортных средств включает нормативно-правовую базу, охватывающую морской, железнодорожный, автомобильный и отчасти авиационный виды транспорта (табл. 1). Основные законодательные акты устанавливают экологические, технические и административно-правовые требования к утилизации. Эти меры направлены на обеспечение экологической безопасности, экономической целесообразности и рационального использования природных ресурсов.

Однако в отношении утилизации воздушных судов в России отсутствует унифицированный подход. Нормативно-правовая база регламентирует лишь требования к металлическим соединениям и не предъявляет высоких требований к качеству продукции, полученной в результате утилизации. На текущий момент в сфере авиационного транспорта отсутствует эффективная система практической утилизации. Утилизация осуществляется на добровольной основе, что обусловлено слабой нормативно-технической базой.

Для обеспечения экологической безопасности и рационального использования ресурсов необходимо разработать систему утилизации, соответствующую современным требованиям. Такая система должна включать меры по безопасному обращению с отходами, а также возможности применения вторичных

дажного обеспечения эксплуатации авиационной техники гражданского назначения. Общие требования». М.: ФГУП «НИИСУ», 2010. 35 с.

материалов в производстве новой авиационной техники. Ключевым аспектом в данной ситуации являются разработка и внедрение законодательных актов и регламентов, охватывающих не только авиационный, но и другие виды транспорта. Это требует создания единой нормативно-правовой базы, регулирующей соответствующие процессы.

В России работает несколько крупных компаний, занимающихся утилизацией авиационной техники: «Авиаторресурс», «ПЕТРОМАКС», «Южно-Уральский специализированный центр утилизации» и «ПЗЦМ-АВИА»^{28,29,30,31}. Подробный обзор их деятельности и оценка рентабельности выполнены авторами ранее. Были выявлены некоторые противоречия, которые сдерживают развитие процедур утилизации:

1) технологии рециклинга в сфере утилизации АТ недостаточно активно используются, несмотря на их экологическую привлекательность;

2) несмотря на наличие потребности в утилизации воздушных судов, в реальности эти потребности не обеспечиваются;

3) только половина из крупнейших утилизирующих предприятий демонстрирует высокую рентабельность.

Поскольку срок службы продукции во многих секторах промышленности сокращается, а также с учетом особенностей материалов, из которых изготавливаются ВС, и условий их эксплуатации необходимо создать отраслевую систему утилизации АТ, в связи с чем повышается потребность в серьезных научных исследованиях для решения этой проблемы.

Процесс завершения срока службы продукта может иметь много последствий для всех сторон, так как каждая из них имеет свои собственные цели и приоритеты. Однако из-за множества факторов и противоречивых критериев для принятия решений поиск компромиссов является сложной задачей. Например, для принятия оптимальных решений в экологических и экономических вопросах рекомендуется использовать эвристический метод «пирамида утилизации», но он не имеет количественных основ и не всегда применим для всех целей, поэтому необходим простой, систематический, логичный и количественный метод для принятия решения об окончании срока службы самолета.

Зарубежный опыт обращения с воздушными судами, выведенными из эксплуатации

На Глобальной конференции по устойчивому производству был предложен метод утилизации воздушных судов с истекшим сроком службы (рис. 2)³² [10, 11]. Идея этой модели заключается в структурированном, пошаговом принятии решений в процессе утилизации воздушного судна. В вершине алгоритма находится воздушное судно со сроком службы, который подходит к концу. Это процесс реверсивной логистики – перемещение ВС из пункта назначения обратно к месту происхождения или в третье место [12]. После реализации обратной логистики судно выводится из эксплуатации: опасные вещества сливаются и утилизируются, судно разбирается, а снятые материалы объединяются в две группы: комплектующие с ВС и материалы, подлежащие переработке или повторному использованию.

Материалы, полученные при разборке воздушного судна, могут быть отправлены на переработку, утилизацию или на сжигание с рекуперацией энергии. Отходы, которые невозможно восстановить, отправляются на

²⁸ Официальный сайт ООО «Авиаторресурс» [Электронный ресурс]. URL: <http://aviavtorresurs.ru/> (дата обращения: 30.03.2024).

²⁹ Официальный сайт АО «ПЕТРОМАКС» [Электронный ресурс]. URL: <https://petromaxi.com/?ysclid=m5r7an7lyu277759609> (дата обращения: 30.03.2024).

³⁰ Официальный сайт АО «ЮУрСЦУ» [Электронный ресурс]. URL: <https://www.centrutil.ru/> (дата обращения: 30.03.2024).

³¹ Официальный сайт ООО «ПЗЦМ-АВИА» [Электронный ресурс]. URL: <https://podmet.ru/> (дата обращения: 30.03.2024).

³² Aircraft Technology Engineering and Maintenance, 2009. Iss. 102. 305 p.

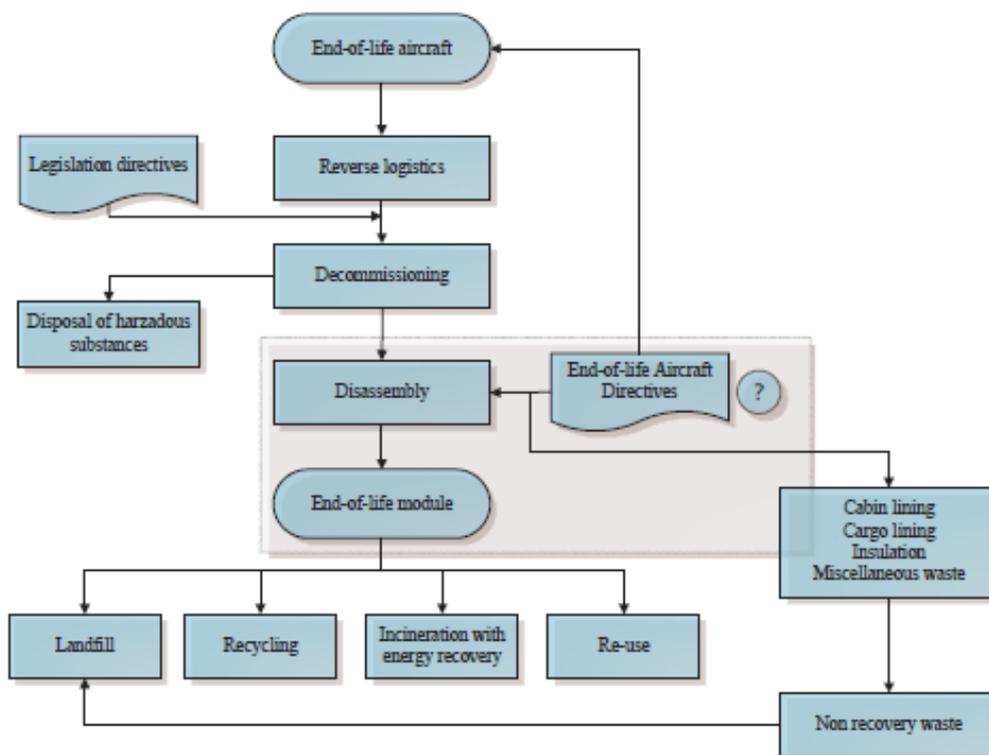


Рис. 2. Предлагаемая структура процесса списания ВС
Fig. 2. Proposed structure for the aircraft decommissioning process

утилизацию [13, 14]. Экономика воздушного судна, экономика компании и глобальная экономика часто ограничивают решения для воздушных судов с интегрированными системами самолета. Было проведено сравнительно мало исследований в этой области, поэтому отрасль по демонтажу и утилизации самолетов нуждается в проведении количественных анализов.

С 2000-х годов компании Airbus и Boeing начали разрабатывать альтернативные подходы к управлению самолетами в конце срока службы. Airbus запустил проект PAMELA, а Boeing основал AFRA – Ассоциацию по утилизации парка воздушных судов. Впоследствии обе компании запустили проекты в ОАЭ и в Китае по созданию единого центра по обслуживанию и утилизации воздушных судов.

Ассоциация по утилизации парка воздушных судов (Aircraft Fleet Recycling Association – AFRA) – это международная некоммерческая организация, объединяющая производителей, компании по переработке отходов и авиаци-

онные технологические компании в авиационной промышленности. Основная цель AFRA – продвижение передовой практики охраны окружающей среды, совершенствование нормативных требований и устойчивое развитие при разборке воздушных судов, а также при утилизации и вторичной переработке авиационных деталей и материалов. AFRA была основана в 2005 году с целью разработки отраслевого кодекса поведения и передовой практики в области демонтажа воздушных судов и переработки материалов. Состав организации возрос с 11 членоснователей до 73 членов в настоящее время. Миссия AFRA – организация устойчивого управления отработанными планерами и двигателями. Она пропагандирует и публикует коллективный опыт своих членов для улучшения практики по управлению самолетами с истекшим сроком эксплуатации и поощрения взаимодействия между различными организациями для создания эффективных технологий возврата авиационных материалов в экономику для переработки и снижения вреда

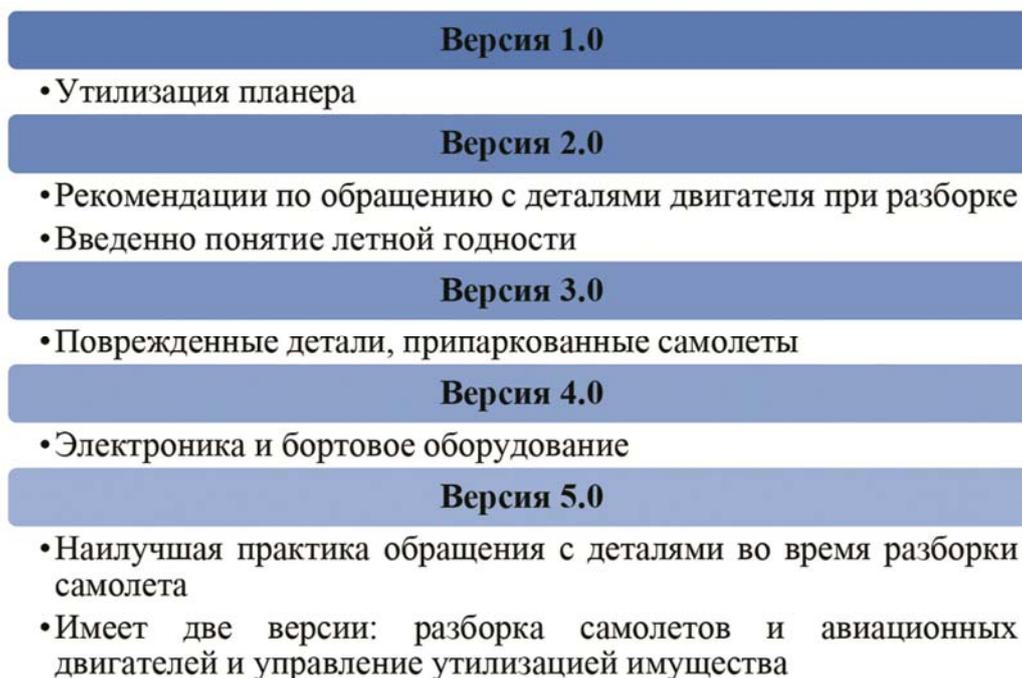


Рис. 3. Нововведения в версиях BMP
Fig. 3. Innovations in the BMP versions

окружающей среде. AFRA работает над реализацией своих целей путем поддержания и поощрения отраслевого признания своей программы аккредитации (BMP) и участия в ней; вовлечения своих членов в ключевые проекты и инициативы; установления рабочих партнерских отношений с ассоциированными организациями. AFRA включает в себя производителей воздушных судов, производителей двигателей, компании по демонтажу и дистрибьюторы запчастей, а также компании по переработке топлива и материалов. Из 400–450 самолетов, которые ежегодно сдаются на слом и разборку по всему миру, примерно одна треть разбирается компаниями – членами AFRA.

Руководство AFRA по передовым методам управления (Best Management Practice – BMP) – это международный стандарт, определяющий наилучшие методы демонтажа и утилизации воздушных судов с учетом экологических аспектов. Он содержит рекомендации по обращению с деталями и материалами, снятыми при разборке и утилизации воздушного судна для обеспечения макси-

мальной экологической безопасности. AFRA разработала «Руководство для авиационной промышленности по устойчивому демонтажу и переработке» и «Практическое руководство по демонтажу воздушного судна», которые содержат рекомендации по обращению с бывшими в употреблении деталями и материалами. Одним из главных достижений AFRA было первое «Руководство по наилучшей практике управления»³³. Последняя версия 5.0 представляет собой сборник рекомендаций по наилучшей практике обращения с деталями во время разборки самолета, когда срок службы планера или двигателя подходит к концу. Оно содержит лучшие управленческие практики, которые подлежат аудиту. Документ представлен в двух версиях: для наилучших методов разборки самолетов и авиационных двигателей и для наилучших методов управления утилизацией имущества (рис. 3).

³³ Ассоциация по утилизации парка воздушных судов [Электронный ресурс]. URL: <https://afraassociation.org/> (дата обращения: 29.03.2024).

Следует отметить, что представленное руководство закрыто для общественного ознакомления, являясь интеллектуальной собственностью. Версии руководства AFRA BMP доступны членам, аккредитованным и претендующим на аккредитацию предприятиям. Руководство BMP рекомендует компаниям, занимающимся разборкой самолетов, а также владельцам активов выяснять, были ли воздушное судно или его части вовлечены в нарушение летной годности, связанное с необычной жарой, стрессом или ненормальными условиями окружающей среды. AFRA требует проведения аудита до первоначальной аккредитации, на котором проверяются процессы, необходимые для устранения дефектов. После этого проводится по два ежегодных аудита, чтобы убедиться, что все проблемы были решены. Примерно 70 % самолетов сегодня можно полностью переработать. AFRA полагает, что этот показатель может возрасти до 95 % за счет разработки новых технологий и широкого внедрения передовых экологических практик в отрасли. Аккредитация доступна как для членов ассоциации, так и для компаний, не являющихся ее членами. На сегодняшний день AFRA аккредитует компании по нескольким направлениям: демонтаж, переработка отходов, двойная аккредитация.

Проект AFRA не ограничивается только Европой, а также развивается в других регионах. Например, компания Falcon Aircraft Recycling, основанная в 2013 году, является первой компанией по утилизации самолетов в Объединенных Арабских Эмиратах³⁴. Она сотрудничает с руководством аэропортов и департаментами гражданской авиации для решения проблемы брошенных самолетов. Ее 14 проектов направлены на поддержку важных социальных проблем и помогают детям из разных стран улучшить свою жизнь. Компания предлагает различные услуги, включая техническое обслуживание, разборку, хранение и утилизацию самолетов, управление

авиационными компонентами и мобильные сервисы по всему миру. Emirates Airlines заключили с Falcon Aircraft Recycling контракт на утилизацию и переработку первого списанного самолета A380. Этот проект направлен на минимизацию негативного воздействия на окружающую среду. Обычно списанные самолеты отправляются в отдаленные места, что негативно сказывается на экологии. Проекты по разборке и утилизации таких самолетов часто не реализуют многие компоненты, а материалы, такие как огнестойкие ткани и композиты, сложно утилизировать из-за невозможности их переработки. Falcon Aircraft Recycling заключила партнерское соглашение с Wings Craft для переработки деталей самолета в уникальные коллекционные и розничные товары. Компания сотрудничает с различными организациями, включая Emirates Airline Foundation, чтобы обеспечить эффективные и экономичные решения по окончании срока службы самолетов.

В 2005 году европейский авиастроительный концерн Airbus начал проект PAMELA, который длился до 2007 года и был поддержан Европейской комиссией. Этот проект был инициирован Airbus, EADS, Suez-Sita и LIFE. Его основная идея заключалась в создании стандарта безопасного и экологически чистого управления воздушными судами с истекшим сроком службы, а также в способности переработать или рекуперировать до 85 % веса самолетов A300 (масса 106 тонн).

Кроме того, целью проекта было создание полностью интегрированного подхода к проектированию и производству самолетов на протяжении всего их жизненного цикла. В рамках проекта был разработан трехэтапный технологический подход к переработке и утилизации воздушных судов, который состоял из следующих основных этапов: вывода из эксплуатации, разборки самолета и «умного» демонтажа (рис. 4) [7].

На первом этапе (D1) воздушное судно выводится из эксплуатации (рис. 5). Оно осматривается, и составляется список деталей, которые могут быть использованы повторно. Это позволит контролировать состояние деталей на протяжении всего жизненно-

³⁴ Falcon Aircraft Recycling [Электронный ресурс]. URL: <https://falconaircraftrecycling.com/index> (дата обращения: 30.03.2024).

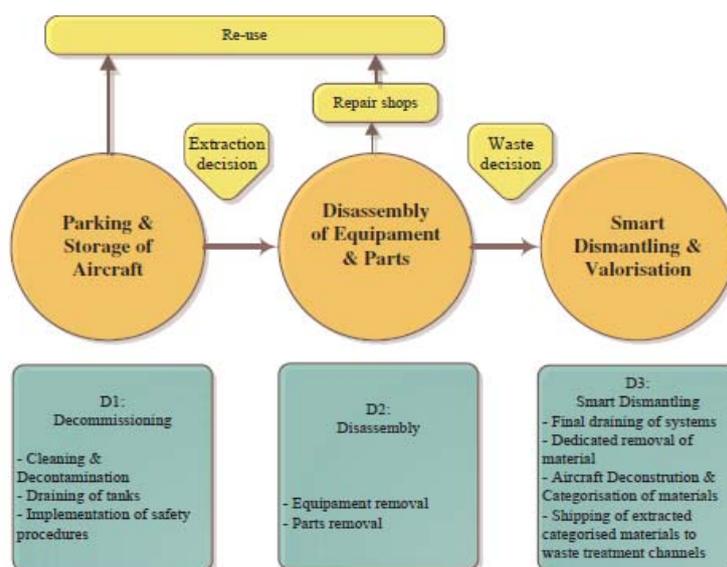


Рис. 4. Трехэтапный технологический подход к переработке и утилизации ВС – PAMELA
Fig. 4. A three-stage technological approach to the recycling and disposal of aircraft – PAMELA



Рис. 5. Технологический процесс вывода ВС из эксплуатации (D1)
Fig. 5. The technological process of aircraft decommissioning (D1)

го цикла. Далее следует очистка и обеззараживание с последующим сливом жидкостей из систем и трубопроводов. Повторно используются только рабочие жидкости, которые можно продать и использовать в качестве топлива. Если рабочие жидкости больше нельзя использовать, их необходимо утилизировать в соответствии с правилами. Также подлежат утилизации опасные вещества. Когда срок службы воздушного судна истекает и оно не может быть использовано повторно, наступает второй этап подхода к переработке и утилизации воздушного судна – разборка (D2). Если воздушное судно не может быть использовано повторно, оно должно быть утилизировано.

Демонтаж реализуется в три этапа: планирование, разборка, сортировка. При планировании важно не только спланировать порядок действий, но и изучить состав и структуру конструкций, материалов и деталей, представленную на конкретном типе воздушного судна [15]. Детали и оборудование, пригодные для повторного использования, выбираются на основе спроса на рынке запасных частей [16].

При сборе всей необходимой информации составляется подробный план разборки и обработки полученных материалов с учетом двух факторов:

1) материал не подлежит повторному использованию – обрабатывается для этапа утилизации;

2) материал подлежит переработке – обрабатывается для подготовки к рециклингу с дальнейшей отправкой на соответствующие рынки сбыта.

Долгосрочным аспектом планирования процесса разборки является анализ пропускной способности.

Заключительным этапом трехэтапного подхода PAMELA является умный демонтаж. В качестве следующего шага самолет был демонтирован. Материалы подготавливаются для измельчения и сортировки и отправляются в каналы утилизации. Проект PAMELA доказал, что до 85 % компонентов каждого самолета можно безопасно и эффективно повторно использовать по сравнению с 60 % до начала реализации проекта. При поддержке Европейской комиссии в исследовании были использованы методы переработки, применяемые в других отраслях промышленности, и количество отходов на свалках сократилось до менее чем 15 % вместо 40–50 %. Успех PAMELA привел к созданию Tarmac Aerosave, который теперь восстанавливает материалы, составляющие 90 % веса самолета.

В конце января 2024 года в Китае начал работу сервисный центр полного жизненного цикла Airbus, который занимает площадь более 60 гектаров и способен обслуживать различные типы воздушных судов³⁵. Он будет предоставлять широкий спектр услуг, включая стоянку, техническое обслуживание, модернизацию, переоборудование и утилизацию самолетов. Цель центра – повышение уровня утилизации авиационных компонентов и материалов до 90 %. Общий объем инвестиций в проект – 6 млрд юаней, а его целью является углубление сотрудничества между Китаем и Европой. Airbus China прогнозирует, что к 2042 году Китай станет крупнейшим в мире рынком авиационных услуг с объемом в 54,1 млрд долларов. В Китае ожидается темп роста в сфере услуг по утилизации самолетов, включая разборку и продажу использованных материалов.

Airbus выбрал Китай в качестве партнера для создания первого центра полного жизненного цикла авиационной техники. Этот центр станет шагом на пути к экономическому развитию авиационной отрасли с внедрением принципов замкнутого цикла и экологичности. Airbus обеспечивает поддержку местных проектов с целью развития авиационных сервисов и внедрения стратегии зеленой экономики в Китае. Сегодня многие страны Европы и Азии уделяют большое внимание вопросам утилизации. В ходе исследования проведен анализ ряда международных проектов по следующим параметрам: численность участников и структура сотрудничества, основная концепция и стратегические направления реализации проектов в области утилизации техники, а также оценка предложенных рекомендаций (табл. 2).

Проект AFRA – один из ведущих участников в области, объединяющий более 70 высококвалифицированных специалистов. Boeing активно развивает эту сферу, разрабатывая рекомендации и стандарты, которые формируют основу для дальнейших инноваций и улучшений. Компания стремится не только к созданию передовых технологий, но и к их широкому внедрению, что делает Boeing ключевым игроком на рынке.

На сегодняшний день Boeing завершил один из своих самых масштабных проектов – PAMELA. Этот проект стал отправной точкой для дальнейшего развития и внедрения передовых решений в области аэрокосмических технологий. PAMELA заложил основу для создания Tarmac Aerosave, совместного проекта с дочерней компанией Airbus – Safran. Tarmac Aerosave не только продолжил традиции, заложенные PAMELA, но и привнес новые идеи и технологии, сделав его важным этапом в эволюции отрасли.

Успех Tarmac Aerosave стал основой для реализации проекта Airbus Lifecycle Services в Китае. Это партнерство позволило объединить усилия ведущих мировых производителей авиационной техники и создать комплексный подход к обслуживанию и ремонту самолетов. Airbus Lifecycle Services стал важным шагом в развитии международного со-

³⁵ Официальный сайт Airbus [Электронный ресурс]. URL: <https://www.airbus.com/en> (дата обращения: 30.03.2024).

Таблица 2
Table 2

Особенности реализации международных проектов по утилизации ВС
Features of the implementation of the international projects of aircraft recycling

	AFRA	Falcon (участник AFRA)	PAMELA	ALSC
Основан	2005	2013	2005	2024
Окончание	действует	действует	2007	действует
Членство	73 + 43 а/п и 14 НИС	–	5	–
Сотрудничество	ISTAT, ATAG, ИКАО, IATA, ASA, AOOC, EASA, FAA	Муниципалитеты Фуджейры и Дубая, EPDD / EPDA, DCA, GCAA, FANR	Европейская комиссия	Satair
Идея	Экологически без- опасная утилиза- ция материалов и безопасное по- вторное использо- вание утилизиро- ванных металлов и компонентов	Создание единого центра вне Европы для хранения, об- служиванию и ути- лизации ВС	Создание единого стандарта безопасного и экологического управления ВС с ИСС	Создание единого сервисного центра полного жизненно- го цикла
Направление	Разработка ком- плексного подхода к демонтажу и ути- лизации, процесс аудита и аккреди- тации	ТО, разборка, мо- бильные сервисы, утилизация, управ- ление компонента- ми, краткосрочное и среднесрочное хра- нение	ВС не может ис- пользоваться повторно, долж- но подлежать утилизации	Краткосрочная и долгосрочная сто- янка, ТО, модерни- зация, переобору- дование, демонтаж и утилизация
Разработка ре- комендаций	AFRA BMP 5.0	–	Трехэтапный технологический подход к перера- ботке и утилиза- ции ВС	–

трудничества и обмена знаниями, что способствует повышению эффективности и безопасности авиаперевозок по всему миру.

Заключение

Авиационная техника состоит из значительного количества элементов, которые не так просто утилизировать из-за разнообразия материалов и сложности конструкции. С каждым годом на многочисленных площадках накапливается все больше твердых технических отходов, которые занимают значитель-

ные площади. Утилизация компонентов летательных аппаратов становится актуальной межотраслевой проблемой. Процесс утилизации должен быть строго регламентирован и контролироваться.

На основе анализа опыта других отраслей транспорта и международных практик можно говорить о существовании универсальных подходов к организации системы утилизации авиатехники. В рамках исследования были выделены основные этапы такой системы: сбор техники, демонтаж компонентов, извлечение деталей для последующего использо-

вания в качестве запасных частей, измельчение, сортировка по материалам, восстановление или утилизация.

Следует отметить, что управление завершающим этапом жизненного цикла транспортного средства позволяет управлять жизненным циклом отрасли. С учетом российских реалий в сфере обращения с отходами производства для обеспечения эффективного функционирования системы утилизации, возможно, потребуется создание специализированного подразделения (департамента утилизации авиационной техники), который будет являться координирующим органом в системе и взаимодействовать с вовлеченными в процесс госучреждениями.

Еще одним немаловажным аспектом является стимулирование владельцев воздушных судов. Государство может предоставлять прямые субсидии для покрытия части затрат на утилизацию и компенсации стоимости вторичных ресурсов, а также косвенные субсидии в виде возврата или снижения налогов. Например, стимулирование такой деятельности может включать снижение размера платы за негативное воздействие на окружающую среду при размещении отходов при использовании технологий, которые уменьшают количество отходов; ускоренную амортизацию основных производственных фондов, связанных с обращением с отходами; налоговые льготы; льготы по плате за негативное воздействие на окружающую среду и экологическому сбору; выделение средств из федерального бюджета и бюджетов субъектов РФ для компенсации затрат на процедуры передачи ВС на утилизацию.

Выводы

С учетом перспектив развития отечественного парка ВС гражданской авиации и ужесточения требований к охране окружающей среды в последующие годы будет обостряться проблема обращения с летательными аппаратами в постэксплуатационный период их жизненного цикла.

В настоящее время в России отсутствует отраслевая система утилизации ВС, выработавших свой ресурс, однако потребность в такой системе в последующие годы будет возрастать.

Обзор нормативно-правового обеспечения процессов утилизации в различных отраслях транспортной сферы России показал, что единого подхода к их регламентированию не существует. При этом в отличие от авиационного морской, железнодорожный и автомобильный транспорт на практике реализует подходы, зафиксированные в соответствующих национальных актах, документах Европейского союза и межправительственных организаций.

Анализ деятельности российских компаний, занимающихся утилизацией авиационной техники, выявил противоречия, которые являются результатом организационных, технических, управленческих и иных аспектов во всей цепочке утилизационных процедур, придавая им характер эпизодичности и неупорядоченности.

В формировании отечественной системы утилизации ВС полезен зарубежный опыт, в частности проект PAMELA корпорации Airbus с последующей реализацией проекта Airbus Lifecycle Services в Китае, деятельность ассоциации AFRA корпорации Boeing, проект Falcon Aircraft Recycling компании Emirates, запущенный в 2024 году международный проект Airbus China. Исследование международных практик демонстрирует наличие идентичной последовательности действий при утилизации авиатехники.

При формировании отечественной системы утилизации авиатехники следует учитывать технические аспекты, специфику информационных и материальных потоков. Функциональность и эффективность системы утилизации авиатехники обусловлены рядом факторов, например наличием специализированного подразделения (департамента утилизации авиационной техники); программы, стимулирующей владельцев воздушных судов становиться участниками системы.

Список литературы

1. **Khan W.S.** Aircraft recycling: A review of current issues and perspectives / W.S. Khan, S.A. Soltani, E. Asmatulu, R. Asmatulu [Электронный ресурс] // *researchgate.net*. 2013. URL: <https://www.researchgate.net/publication/289031934> (дата обращения: 15.11.2024).

2. **Кириченко А.С., Серегин А.Н.** Перспективы и проблемы утилизации воздушного флота России // *Молодой ученый*. 2016. № 24 (128). С. 76–81.

3. **Семерикова М.Е., Наумова Т.В.** Утилизация авиационной техники в России // *International Journal of Advanced Studies in Computer Engineering*. 2023. № 2. С. 46–54.

4. **Семерикова М.Е., Наумова Т.В.** Актуальные экологические проблемы гражданской авиации // *Наука. Техника. Человек: исторические, мировоззренческие и методологические проблемы*. 2022. Т. 1, № 12. С. 418–423.

5. **Ribeiro J.S., Gomes J. de O.** Proposed framework for End-Of-Life aircraft recycling // 12th Global Conference on Sustainable Manufacturing. *Procedia CIRP*. 2015. Vol. 26. Pp. 311–316. DOI: 10.1016/j.procir.2014.07.048

6. **Lucas R.** End-of-life vehicle regulation in Germany and Europe – problems and perspectives // Discussion paper of the project-Autoteile per Mausclick. Wuppertal: Wuppertal Institute for Climate, Environment and Energy, 2011. 30 p.

7. **Jody B., Daniels E.** End-of-life vehicle recycling: state of the art of resource recovery from shredder residue. Technical Report. Argon National Laboratory, 2007. 146 p. DOI: 10.2172/925337

8. **James B.** How to make money with older equipment // *Airfinance Journal*. 2010. Vol. 335. P. 48.

9. **Денисов В.Н., Роголев В.А.** Проблемы экологизации автомобильного транспорта. СПб.: МАНЭБ, 2003. 213 с.

10. **Fonseca A.S., Nunes M.I., Matos M.A.** Environmental impacts of end-of-life vehicles' management: recovery versus elimination // *International Journal Life Cycle Assess.* 2013.

Vol. 18. Pp. 1374–1385. DOI: 10.1007/s11367-013-0585-1

11. **Keivanpour S., Ait-kadi D., Mascle C.** Toward a strategic approach to End-of-Life aircraft recycling projects // *Journal of Management and Sustainability*. 2013. Vol. 3, no. 3. Pp. 76–94. DOI: 10.5539/jms.v3n3p76

12. **Martens H.** Recyclingtechnik. Fachbuch für lehre und praxis. Wiesbaden: Springer Fachmedien, 2011. 346 p. DOI: 10.1007/978-3-8274-2641-3

13. **Kaewunruen S., Rungskunroch P., De'Von J.** A through-life evaluation of end-of-life rolling stocks considering asset recycling, energy recovering, and financial benefit // *Journal of Cleaner Production*. 2019. Vol. 212. Pp. 1008–1024. DOI: 10.1016/J.JCLEPRO.2018.11.271

14. **Das S.K., Yedlarajiah P., Narendra R.** An approach for estimating the end-of-life product disassembly effort and cost // *International Journal of Production Research*. 2000. Vol. 38, no. 3. Pp. 657–673. DOI: 10.1080/002075400189356

15. **Staudinger J., Keoleian G.A.** Management of end-of-life vehicles (ELVs) in the US [Электронный ресурс] // *Center for Sustainable System*. 2001. 67 p. DOI: 10.7302/22065 (дата обращения: 07.11.2024).

16. **Zhao X., Verhagen W.J.C., Curran R.** Disposal and recycle economic assessment for aircraft and engine end of life solution evaluation [Электронный ресурс] // *Applied Sciences*. 2020. Vol. 10, iss. 2. ID: 522 DOI: 10.3390/app10020522 (дата обращения: 07.11.2024).

References

1. **Khan, W.S., Soltani, S.A., Asmatulu, E., Asmatulu, R.** (2013). Aircraft recycling: A review of current issues and perspectives. *researchgate.net*. Available at: <https://www.researchgate.net/publication/289031934> (accessed: 15.11.2024).

2. **Kirichenko, A.S., Seregin, A.N.** (2016). Prospects and problems of the Russian air fleet utilization. *Molodoy uchenyy*, no. 24 (128), pp. 76–81. (in Russian)

3. **Semerikova, M.E., Naumova, T.V.** (2023). Disposal of aviation equipment in Russia. *International Journal of Advanced Studies in Computer Engineering*, no. 2, pp. 46–54. (in Russian)

4. **Semerikova, M.E., Naumova, T.V.** (2022). Current environmental problems of civil aviation. *Nauka. Tekhnika. Chelovek: istoricheskiye, mirovozzrencheskiye i metodologicheskiye problemy*, vol. 1, no. 12, pp. 418–423. (in Russian)

5. **Ribeiro, J.S., Gomes, J. de O.** (2015). Proposed framework for End-Of-Life aircraft recycling. In: *12th Global Conference on Sustainable Manufacturing. Procedia CIRP*, vol. 26, pp. 311–316. DOI: 10.1016/j.procir.2014.07.048

6. **Lucas, R.** (2011). End-of-life vehicle regulation in Germany and Europe—problems and perspectives. In: *Discussion paper of the project-Autoteile per Mausclick*. Wuppertal: Wuppertal Institute for Climate, Environment and Energy, 30 p.

7. **Jody, B., Daniels, E.** (2007). End-of-life vehicle recycling: state of the art of resource recovery from shredder residue. *Technical Report*. Argon National Laboratory, 146 p. DOI: 10.2172/925337

8. **James, B.** (2010). How to make money with older equipment. *Airfinance Journal*, vol. 335, p. 48.

9. **Denisov, V.N., Rogalev, V.A.** (2003). Problems of making automobile transport more environmentally friendly. St. Petersburg: MANEB, 213 p. (in Russian)

10. **Fonseca, A.S., Nunes, M.I., Matos, M.A.** (2013). Environmental impacts of

end-of-life vehicles' management: recovery versus elimination. *International Journal Life Cycle Assess*, vol. 18, pp. 1374–1385. DOI: 10.1007/s11367-013-0585-1

11. **Keivanpour, S., Ait-kadi, D., Mascle, C.** (2013). Toward a strategic approach to End-of-Life aircraft recycling projects. *Journal of Management and Sustainability*, vol. 3, no. 3, pp. 76–94. DOI: 10.5539/jms.v3n3p76

12. **Martens, H.** (2011). *Recyclingtechnik. Fachbuch für lehre und praxis*. Wiesbaden: Springer Fachmedien, 346 p. DOI: 10.1007/978-3-8274-2641-3

13. **Kaewunruen, S., Rungskunroch, P., De'Von, J.** (2019). A through-life evaluation of end-of-life rolling stocks considering asset recycling, energy recovering, and financial benefit. *Journal of Cleaner Production*, vol. 212, pp. 1008–1024. DOI: 10.1016/J.JCLEPRO.2018.11.271

14. **Das, S.K., Yedlarajiah, P., Narendra, R.** (2000). An approach for estimating the end-of-life product disassembly effort and cost. *International Journal of Production Research*, vol. 38, no. 3, pp. 657–673. DOI: 10.1080/002075400189356

15. **Staudinger, J., Keoleian, G.A.** (2001). Management of end-of-life vehicles (ELVs) in the US. *Center for Sustainable System*, 67 p. DOI: 10.7302/22065 (accessed: 07.11.2024).

16. **Zhao, X., Verhagen, W.J.C., Curran, R.** (2020). Disposal and recycle economic assessment for aircraft and engine end of life solution evaluation. *Applied Sciences*, vol. 10, issue 2. ID: 522. DOI: 10.3390/app10020522 (accessed: 07.11.2024).

Сведения об авторах

Семерикова Мария Евгеньевна, аспирант кафедры безопасности полетов и жизнедеятельности МГТУ ГА, maria.semerr@yandex.ru.

Наумова Татьяна Владимировна, доктор философских наук, доцент, профессор кафедры безопасности полетов и жизнедеятельности МГТУ ГА, t.naumova@mstuca.ru.

Information about the authors

Maria E. Semerikova, Postgraduate Student of the Life and Flight Safety Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, maria.semerr@yandex.ru.

Tatyana V. Naumova, Doctor of Philosophy, Associate Professor, Professor of the Life and Flight Safety Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, t.naumova@mstuca.ru.

Поступила в редакцию	14.01.2025	Received	14.01.2025
Одобрена после рецензирования	19.02.2025	Approved after reviewing	19.02.2025
Принята в печать	22.05.2025	Accepted for publication	22.05.2025

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 629.735.33.015

DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-3-81-96

Стендовые исследования управляемого выхода неманевренного самолета на большие углы атаки

П.Л. Сверканов¹

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

Аннотация: Для решения задачи построения и идентификации математических моделей аэродинамических характеристик с учетом динамики формирования сил и моментов на больших углах атаки применительно к натурным условиям представляются целесообразными летные исследования аэродинамических характеристик самолетов указанного класса во всем диапазоне углов атаки, вплоть до их наибольших значений. Целью настоящего исследования является стендовая отработка методики управляемого выхода неманевренного самолета на большие углы атаки с возможностью расширения их диапазона. Для решения этой задачи была сформирована математическая модель самолета, на котором продольный канал системы управления позволяет избежать влияния автоматизации на характеристики устойчивости и управляемости с целью последующего определения аэродинамических характеристик. Для устранения влияния автоматизации скорость перекладки стабилизатора принимается прямо пропорциональной отклонению рычага управления по тангажу от нейтрального положения, а в случае управления только с помощью руля высоты такая перекладка отключается летчиком вручную. В процессе исследований на пилотажном стенде ПСПК-102 отработано уменьшение темпа торможения перед сваливанием до нулевого на заданном значении приборной скорости, а в условиях принятого отсутствия ограничений на скорость перекладки стабилизатора определены ее потребные величины. Установлено, что совместное управление рулем высоты и стабилизатором позволяет расширить диапазон достижимых углов атаки путем динамического выхода на них за счет полного использования диапазона углов отклонения руля высоты на кабрирование. Показана возможность устранения тенденции к сваливанию с интенсивным боковым движением за счет автомата путевой устойчивости с сигналом по углу скольжения и перекрестной связи от элеронов к рулю направления.

Ключевые слова: неманевренный самолет, пилотажный стенд, торможение перед сваливанием, большие углы атаки.

Для цитирования: Сверканов П.Л. Стендовые исследования управляемого выхода неманевренного самолёта на большие углы атаки // Научный вестник МГТУ ГА. 2025. Т. 28, № 3. С. 81–96. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-3-81-96

Simulator investigations of non-maneuverable aircraft reaching high angles of attack in a controlled way

P.L. Sverkanov¹

¹*Central Aerohydrodynamical Institute named after Professor N.E. Zhukovsky (TsAGI), Zhukovsky, Russia*

Abstract: In-flight experiments are considered the most appropriate means to simplify the development of mathematical models of transport-type aircraft aerodynamic characteristics, which take into account the dynamics of forces and moments arising over a wide range of angles of attack up to the highest ones. This paper is to examine the flight technique to control transport aircraft

reaching the angles of attack far beyond their permissible values using on-ground simulation. A mathematical model of transport aircraft which eliminates distortion in aerodynamic characteristics determination arising due to automation in longitudinal axis affecting stability and controllability characteristics is developed for this. To do this, the stabilizer displacement velocity is assumed proportional to manipulator deviation from its neutral position in pitch; in case the control is performed with elevator only, the pilot manually disables this stabilizer displacement. Experiments conducted with PSPK-102 simulator allowed decreasing the rate of deceleration to zero until stall, as well as determination of required values of the deceleration rate assuming there are no restrictions imposed on stabilizer displacement velocity. It is determined that the combined control with elevator and stabilizer increases the range of achievable angles of attack with the use of full elevator pitching up which provides the dynamical reaching the highest angles of attack. It is shown as well that the tendency to stall accompanied by intense lateral motion can be diminished by using yaw stability automation with side-slip angle signal and cross-coupling between ailerons and rudder.

Key words: non-maneuverable aircraft, simulator, deceleration until stall, high angles of attack.

For citation: Sverkanov, P.L. (2025). Simulator investigations of non-maneuverable aircraft reaching high angles of attack in a controlled way. Civil Aviation High Technologies, vol. 28, no. 3, pp. 81–96. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-3-81-96

Введение

Определение аэродинамических характеристик самолета возможно по результатам исследований как в аэродинамической трубе (АДТ), так и в полете. В процессе летных испытаний неманевренных самолетов диапазон углов атаки не превышает критических значений, а их испытания на штопор не предусмотрены нормативными документами. Однако известны случаи попадания неманевренных (пассажирских и транспортных) самолетов на режимы сваливания и штопора в процессе эксплуатации. Поэтому модели таких самолетов испытываются в АДТ на штопор, в котором углы атаки существенно больше критических значений, а следовательно, и эксплуатационного диапазона. Обеспечить полное подобие по характерным критериям (числам Re , M и т. д.) между самолетом и его моделью невозможно. В связи с этим представляются целесообразными летные исследования аэродинамических характеристик неманевренных самолетов во всем диапазоне углов атаки, вплоть до их наибольших значений, достигаемых при испытаниях моделей на штопор в АДТ.

Настоящая статья посвящена стендовым исследованиям управляемого выхода неманевренного самолета на большие углы атаки с расширением их диапазона.

Постановка задачи

Одной из основных задач при исследова-

лета на больших углах атаки является определение нестационарных составляющих в коэффициентах подъемной силы и момента тангажа. В случае летных исследований эта задача сводится к выполнению соответствующих испытательных маневров во всем достижимом диапазоне углов атаки без попадания на режим штопора. При ее решении продольное управление должно осуществляться с минимально возможным объемом автоматизации во избежание влияния на характеристики устойчивости и управляемости, а боковое управление – с автоматизацией в каналах элеронов и руля направления для недопущения сваливания с интенсивным боковым движением. Поэтому при стендовых исследованиях управляемого выхода неманевренного самолета на большие углы атаки было принято, что математическая модель его системы управления может изменяться по сравнению с таковой для серийного летного образца, а все прочие характеристики (в том числе аэродинамические) остаются неизменными.

Поскольку в полете на больших углах атаки необходимо учитывать взаимодействие продольного и бокового движений (см., например, [1]), то указанная задача решалась с использованием пилотажного стенда ЦАГИ ПСПК-102 в два этапа:

1) определение диапазона углов атаки, достижимого в испытательных маневрах при заданных продольных аэродинамических характеристиках; для этого использовалась система уравнений только полного продольного движения [2];

2) определение значений передаточных коэффициентов, потребных для устранения тенденции самолета к сваливанию с интенсивным боковым движением, в каналах элеронов и руля направления применительно к диапазону углов атаки, полученному на первом этапе.

Рассмотрим оба указанных этапа подробнее.

Математическая модель самолета для стендовых исследований в продольном движении

На первом этапе исследовался способ управления неманевренным самолетом при выходе на большие углы атаки, предложенный и запатентованный автором [3]. Для решения этой задачи использовалась модель неманевренного самолета типа магистрального с двумя турбореактивными двигателями. В соответствии с работой [4] продольное управление осуществлялось с помощью руля высоты и стабилизатора. Зависимости балансировочных значений коэффициента подъемной силы, а также углов отклонения руля высоты и стабилизатора (в долях диапазонов их отклонения на кабрирование) от угла атаки (в долях исходного диапазона) приведены на рис. 1. Видно, что для рассмотренного самолета расчетная зависимость $c_{ya\text{ бал}}(\alpha)$ имеет две восходящие ветви (то есть области $c_{ya\text{ бал}}^\alpha > 0$) и, соответственно, два максимума.

При этом определены значения углов атаки:

1) максимального по условию балансировки стабилизатором при $\delta_b = 0$;

2) максимально достижимого за счет балансировки с помощью обоих органов продольного управления.

Все перечисленные результаты соответствуют предельно задней центровке, необходимой для увеличения достигаемых значений угла атаки (по рекомендациям работы [5]).

При стендовых исследованиях выхода самолета на большие углы атаки использовались следующие принципы формирования

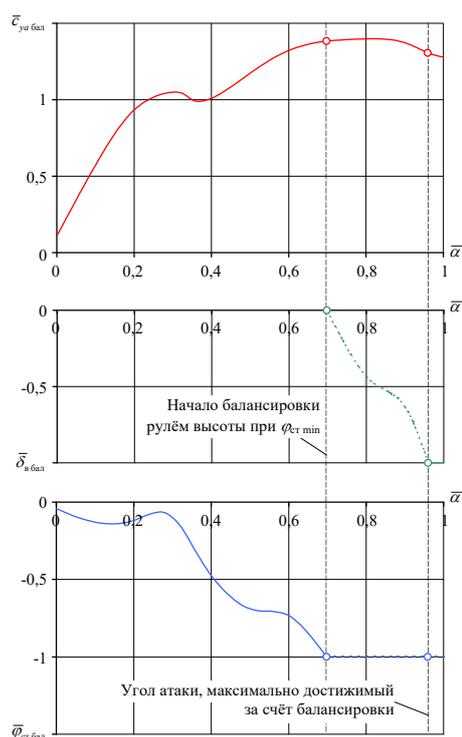


Рис. 1. Зависимости балансировочных значений коэффициента подъемной силы, углов отклонения руля высоты и стабилизатора от угла атаки
Fig. 1. Balancing values of the lift coefficient, angles of elevator and stabilizer deflections as functions of angle of attack

сигналов для органов продольного управления.

1. В канале руля высоты применяется традиционный закон управления (см., например, [2]) без функции ограничения угла атаки:

$$\delta_b = K_{шв} X_b + K_{\omega_z} \omega_z,$$

то есть он имеет структуру резервного контура системы управления в соответствии с работой [4]. В указанном выражении: X_b – отклонение рычага управления по тангажу; $K_{шв}$, K_{ω_z} – передаточные коэффициенты.

2. В канале стабилизатора возможны два подхода к управлению его перекладкой, определяемые типом привода [4]. Рассмотрим условия их применимости к задаче, решаемой ниже.

Первый подход, реализованный на самолетах Ту-204 и Ту-334, позволяет регулировать скорость перекладки стабилизатора $\dot{\phi}_{ст}$ как по знаку, так и по абсолютной величине. Далее в соответствии с работой [3] при использовании указанного подхода такая скорость принимается прямо пропорциональной отклонению рычага управления по тангажу от нейтрального положения:

$$\dot{\phi}_{ст} = K_{\phi} X_{в},$$

где K_{ϕ} – передаточный коэффициент.

Указанное выражение принято в качестве описания динамики привода стабилизатора в пределах конструктивных ограничений на углы его отклонения (см. выше) и при отсутствии ограничений на скорость перекладки. Это позволяет определять максимально достижимые значения $\dot{\phi}_{ст}$, получаемые в переходных процессах при моделировании, и тем самым формировать требования к приводу. Далее указанный подход к управлению будет называться скоростной перекладкой стабилизатора. В случае управления только с помощью руля высоты такая перекладка отключается летчиком вручную (за счет обнуления $K_{\dot{\phi}}$; см. [3]).

Второй подход, реализованный на самолете SSJ-100, позволяет управлять перекладкой стабилизатора с $|\dot{\phi}_{ст}| = \text{const}$, то есть с изменением только знака ее скорости. В случае ручного управления это осуществляется с помощью трехпозиционного переключателя. Далее при указанном подходе угол отклонения стабилизатора считается постоянным, что соответствует отключению его перекладки.

Эффективность обоих указанных подходов применительно к решаемой задаче оценивается в следующем разделе.

Торможение перед сваливанием и «зависание» по скорости

Известно, что при летных испытаниях на больших углах атаки выход самолета на ре-

жим сваливания должен осуществляться в процессе торможения, условия которого регламентируются соответствующими нормативными документами. Самолет типа магистрального, согласно НЛГ-25, перед выходом на режим сваливания должен быть сбалансирован в горизонтальном полете на заданной скорости, на 20÷40 % превышающей скорость сваливания, и осуществлять торможение с заданным темпом не более 1,85 (км/ч)/с; при этом двигатели должны работать на режиме малого газа¹. Рассмотрим обстоятельства выполнения торможения перед сваливанием применительно к поставленной задаче.

Торможение перед сваливанием. В работе [6] автором было предложено контролировать поддержание темпа торможения перед сваливанием при помощи горизонтальной директорной планки, связанной со шкалой тангажа на командно-пилотажном приборе. Управление такой планкой осуществляется по сигналу Δ , изменяющемуся в пределах $\Delta = -1,0 \div 1,0$; при этом $\Delta = 1,0$ соответствует ее максимальному отклонению вверх по шкале тангажа. Величина указанного сигнала определяется по формуле

$$\Delta = K_{\Delta} (\dot{V}_{пр} - \dot{V}_{пр\text{ зад}}) / 3,6,$$

где $\dot{V}_{пр}$ и $\dot{V}_{пр\text{ зад}}$ – текущее и заданное значения производной приборной скорости по времени в (км/ч)/с;

K_{Δ} – положительный передаточный коэффициент (в $\text{м}^{-1}\text{с}^2$), определяемый при стендовом моделировании [6].

Из формулы видно, что при фактическом темпе торможения меньше заданного величина Δ является положительной, то есть летчику выдается сигнал на увеличение угла тангажа и, как следствие, на повышение темпа торможения до устранения отклонения горизонтальной директорной планки от нейтрального положения. При фактическом

¹ Нормы летной годности самолетов транспортной категории. НЛГ-25. Федеральное агентство воздушного транспорта (Росавиация), 2022. 380 с.

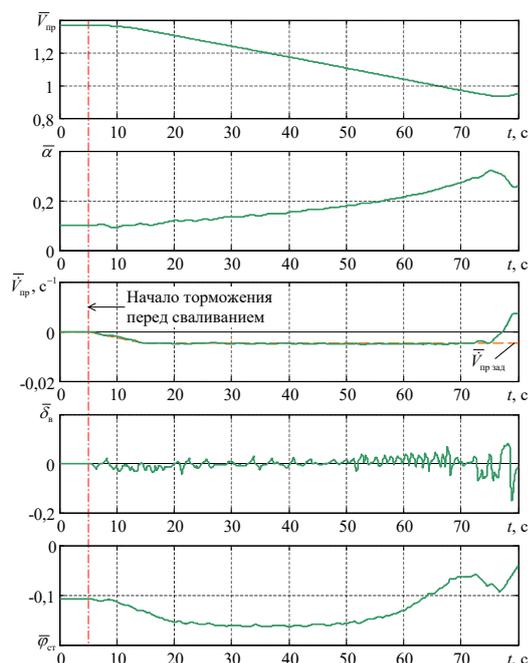


Рис. 2. Пример режима торможения с заданным темпом, поддерживаемым с помощью горизонтальной директорной планки, при работе скоростной переключки стабилизатора
Fig. 2. An example of deceleration mode with a given rate performed with the use of the horizontal directional bar; the case when stabilizer displacement velocity is switched on

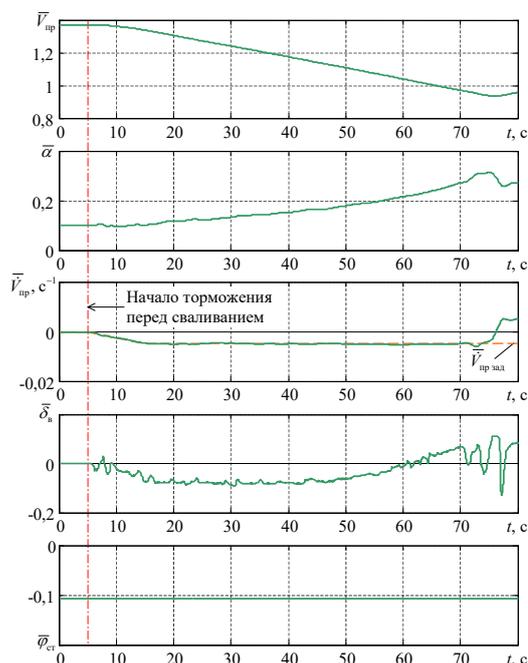


Рис. 3. Пример режима торможения с заданным темпом, поддерживаемым с помощью горизонтальной директорной планки, при отключении скоростной переключки стабилизатора
Fig. 3. An example of deceleration mode with a given rate performed with the use of the horizontal directional bar; the case when stabilizer displacement velocity is switched off

темпе торможения больше заданного наблюдается обратная картина [6].

В настоящей работе проводились стендовые исследования режимов торможения (по методике, изложенной в работе [6]) для случаев использования скоростной переключки стабилизатора и ее отключения. При этом было принято, что скорость, являющаяся функциональным аналогом скорости сваливания, соответствует первому максимуму коэффициента подъемной силы (см. рис. 1), а оптимальное значение коэффициента K_{φ} подобрано путем моделирования. Примеры режимов торможения с заданным темпом приведены: при использовании скоростной переключки стабилизатора (рис. 2), при ее отключении (рис. 3). Видно, что отклонение фактического темпа торможения от заданного в каждом из указанных случаев невелико. Здесь и далее на всех графиках приводятся

отношения текущей приборной скорости и темпа ее изменения к значению приборной скорости, которое соответствует первому максимуму коэффициента подъемной силы (см. выше).

Точность поддержания заданного темпа торможения в процессе каждого режима определялась по средней квадратичной величине рассогласования указанного темпа до момента достижения заданного угла атаки [6]:

$$\sigma_{\dot{V}} = \sqrt{\frac{1}{t_{\text{кон}} - t_{\text{нач}}} \int_{t_{\text{нач}}}^{t_{\text{кон}}} (\dot{V}_{\text{пр}} - \dot{V}_{\text{пр зад}})^2 dt},$$

где $t_{\text{нач}}$ и $t_{\text{кон}}$ – моменты начала торможения и выхода на заданный угол атаки, соответствующий первому максимуму коэффициента подъемной силы.

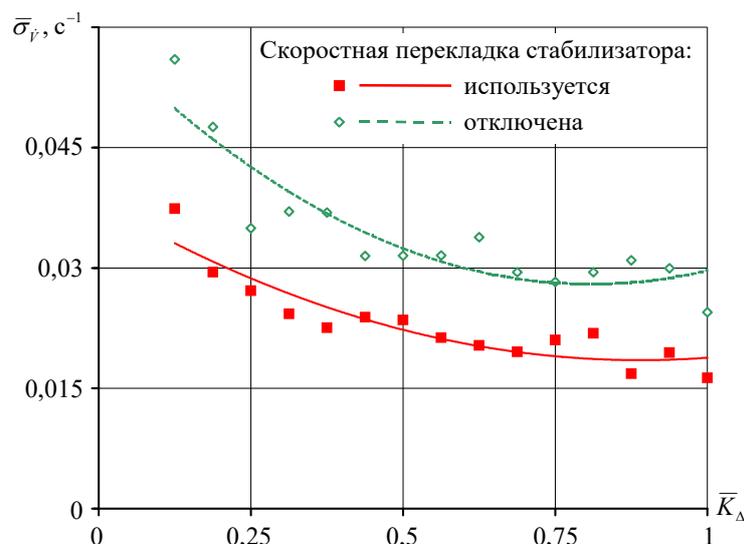


Рис. 4. Влияние коэффициента K_Δ на точность поддержания заданного темпа торможения перед сваливанием при различных режимах работы продольного канала управления

Fig. 4. The effect of coefficient K_Δ on the precision of maintaining the given rate of deceleration before stall for various modes of longitudinal control channel operation

Для каждого сочетания значения коэффициента K_Δ и подхода к управлению переключкой стабилизатора (см. выше) выполнялись три зачетных режима с определением величины $\sigma_{\dot{v}}$. Среднее арифметическое величин $\sigma_{\dot{v}}$ по результатам всех трех режимов принималось в качестве показателя точности поддержания заданного темпа торможения при рассматриваемых условиях. Результаты таких исследований приведены на рис. 4. Видно, что точность поддержания заданного темпа торможения (также отнесенная к значению приборной скорости, которое соответствует первому максимуму коэффициента подъемной силы; см. выше) при использовании скоростной переключки стабилизатора в 1,5 раза выше, чем без ее использования, а оптимальная величина передаточного коэффициента K_Δ слабо зависит от варианта работы стабилизатора. В то же время использование стабилизатора при его работе в режиме скоростной переключки совместно с рулем высоты может приводить к повышению чувствительности управления и, как следствие, к раскачке самолета летчиком. При

пилотировании необходимо учитывать это обстоятельство и не совершать резких движений рычагом управления по тангажу.

«Зависание» по скорости. В процессе торможения его заданный темп может уменьшаться до нулевого при заданном значении приборной скорости $V_{\text{пр зад}}$; далее указанное уменьшение будет называться «зависанием» по скорости. Такой случай возможен как этап ступенчатого уменьшения заданной скорости в летных испытаниях или исследованиях на больших углах атаки. «Зависание» может использоваться для определения характеристик устойчивости и управляемости (как продольной, так и боковой) с последующим принятием решения о возможности дальнейшего снижения $V_{\text{пр зад}}$.

Непосредственно за первым максимумом зависимости $c_{y\alpha \text{ бал}}(\alpha)$ наблюдается диапазон углов атаки, в котором $c_{y\alpha \text{ бал}}^\alpha < 0$ (см. рис. 1) и, следовательно, снижается устойчивость короткопериодического движения. В результате этого, как показали стендовые исследования балансировки при «зависании» по скорости (на рис. 5 маркерами показаны сочета-

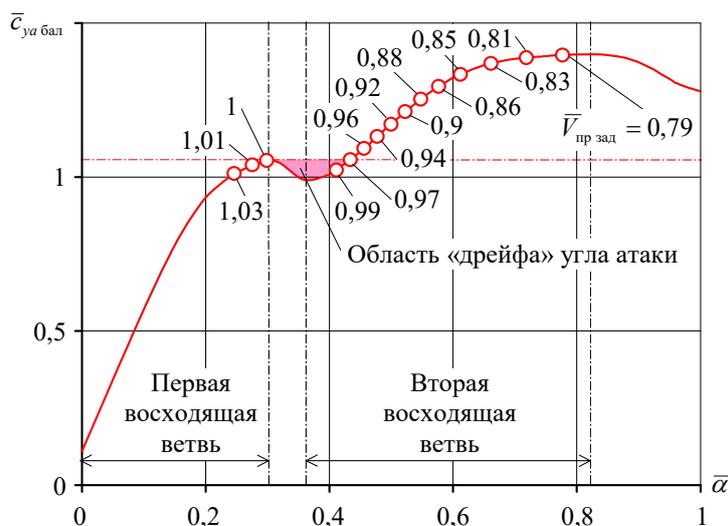


Рис. 5. Условия «зависания» на заданных значениях приборной скорости
Fig. 5. Conditions for “holding” at the given values of the indicated speed

ния угла атаки и $c_{ya\text{ бал}}$, соответствующие различным относительным значениям $\bar{V}_{\text{пр зад}}$, при попытке «зависнуть» на значении $c_{ya\text{ бал}}$, превышающем первый максимум, самолет неуправляемо проходит через область $c_{ya\text{ бал}}^\alpha < 0$ до балансировки на второй восходящей ветви зависимости $c_{ya\text{ бал}}(\alpha)$, в том числе при значении $c_{ya\text{ бал}}$, меньшем первого максимума. Далее указанное неуправляемое прохождение будет называться «дрейфом» угла атаки. Во избежание аналогичного явления при превышении второго максимума (см. рис. 1) минимально возможное заданное относительное значение приборной скорости установлено равным $\bar{V}_{\text{пр зад}} = 0,79$.

Графики переходных процессов при «зависании» на различных заданных значениях приборной скорости, полученные в стендовых исследованиях, приведены на рис. 6. При этом темп торможения снижается от максимального до нулевого значения за 3,5 % до $\bar{V}_{\text{пр зад}}$ (верхний график). Видно, что при $\bar{V}_{\text{пр зад}} = 0,99$ самолет попадает в диапазон углов атаки, соответствующий $c_{ya\text{ бал}}^\alpha < 0$ (см. выше), и медленно проходит его до ба-

лансировочного значения (средний график). Таким образом, в указанном случае «дрейф» угла атаки протекает наиболее отчетливо, а балансировка происходит при значении $c_{ya\text{ бал}}$, меньшем первого максимума. Другие значения $\bar{V}_{\text{пр зад}}$ соответствуют «зависанию» по скорости вне области возникновения «дрейфа» угла атаки. В этих случаях угол атаки достаточно быстро достигает балансировочного значения, а при пересечении области $c_{ya\text{ бал}}^\alpha < 0$ его «дрейф» практически незаметен из-за своей быстротечности (см. рис. 6 – графики переходных процессов при $\bar{V}_{\text{пр зад}} = 0,97$ и $0,96$).

Кроме того, характер изменения угла отклонения стабилизатора при «зависании» на второй восходящей ветви зависимости $c_{ya\text{ бал}}(\alpha)$ существенно отличается от наблюдаемого на первой восходящей ветви. Это проявляется прежде всего в увеличении максимальной скорости перекладки $|\dot{\varphi}_{\text{ст}}|_{\text{max}}$ с уменьшением $\bar{V}_{\text{пр зад}}$ (рис. 6, нижний график). Для каждого значения $\bar{V}_{\text{пр зад}}$ из отмеченных маркерами на рис. 5 выполнялись три зачетных режима с определением величины $|\dot{\varphi}_{\text{ст}}|_{\text{max}}$, итоговое значение которой является средним

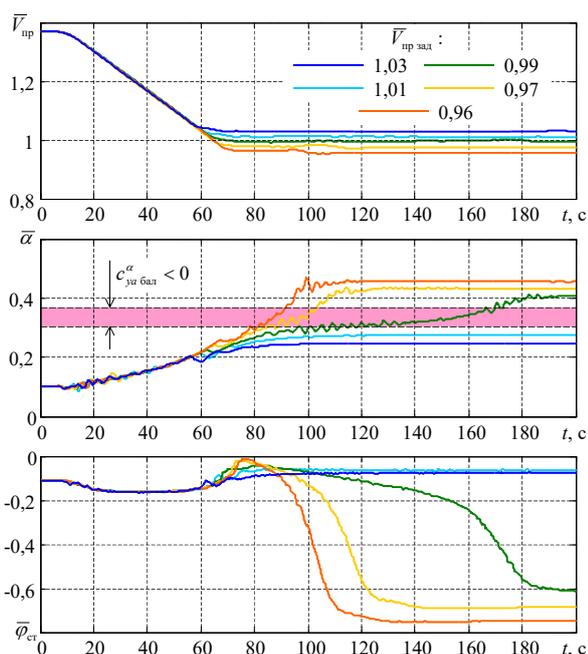


Рис. 6. Переходные процессы при «зависании» на различных заданных значениях приборной скорости

Fig. 6. Transition processes during “holding” at various given values of the indicated speed

арифметическим по результатам этих режимов. Соответствующая зависимость приведена на рис. 7; здесь полученные значения $\left| \dot{\varphi}_{ст} \right|_{max}$ отнесены к величине, характерной для современных магистральных самолетов (типа SSJ-100; см. [4]). Видно, что максимум указанной зависимости реализуется при $\bar{V}_{пр\ за д} = 0,85$, а все полученные значения не превышают $\left| \dot{\varphi}_{ст} \right|_{max} = 2$. Из рис. 7 следует также, что значения $\left| \dot{\varphi}_{ст} \right|_{max} \leq 1$ реализуются при $\bar{V}_{пр\ за д} \geq 1$, то есть без прохождения через область $c_{ya\ бал}^{\alpha} < 0$ (с учетом рис. 6), а для возможности «зависания» на второй восходящей ветви зависимости $c_{ya\ бал}^{\alpha}(\alpha)$ требуется увеличение (в данном случае – удвоение) максимальной скорости перекладки стабилизатора.

Итак, путем стендового моделирования подтверждена эффективность использования горизонтальной директорной планки как для поддержания постоянного темпа торможения

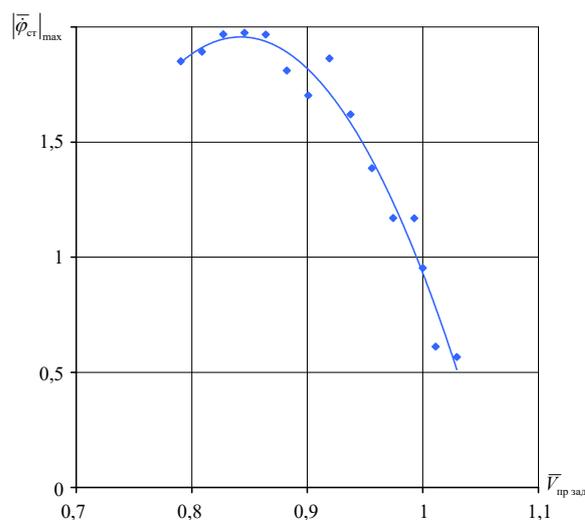


Рис. 7. Влияние заданной приборной скорости «зависания» на максимальное значение скорости перекладки стабилизатора

Fig. 7. The effect of the given indicated speed of “holding” on the maximum value of the stabilizer displacement velocity

перед сваливанием, так и для его уменьшения до нулевого при заданном значении приборной скорости («зависание» по скорости). Кроме того, использование скоростной перекладки стабилизатора приводит к существенному повышению точности поддержания заданного темпа торможения перед сваливанием по сравнению со случаем отсутствия такой перекладки. При этом может потребоваться увеличение максимальной скорости перекладки стабилизатора.

Динамический выход самолета на повышенные углы атаки

Согласно с [3] динамический выход самолета на повышенные (по сравнению с соответствующим первому максимуму зависимости $c_{ya\ бал}^{\alpha}(\alpha)$; см. рис. 6) углы атаки осуществляется в такой последовательности:

1) торможение с постоянным темпом до $V_{пр\ за д}$; при этом используется скоростная пе-

рекладка стабилизатора, обеспечивающая более высокую точность поддержания темпа торможения (см. выше);

2) «зависание» при $V_{пр\ зад}$ с выходом угла атаки на установившееся значение (являющееся исходным $\alpha_{исх}$), после чего руль высоты оказывается в нейтральном положении, а стабилизатор останавливается на достигнутом угле (не обязательно на упоре; см. также рис. 6, нижний график) и производится ручное отключение его скоростной перекладки; это позволяет полностью использовать диапазон углов отклонения руля высоты на кабрирование;

3) энергичное движение рычагом управления по тангажу на кабрирование (при необходимости – до упора) и удержание его в таком положении до выхода угла атаки на новое установившееся значение $\alpha_{уст}$; при обработке полученного переходного процесса определяется также значение $\alpha_{забр}$ – максимально достигнутое в «забросе»;

4) отдача рычага управления по тангажу на пикирование, а после разгона со снижением – выведение самолета из пикирования с контролем угла атаки, нормальной перегрузки и запаса высоты.

Поскольку структура канала руля высоты соответствует резервному контуру системы управления (без функции защиты режимов полета; см. выше), то действия по пунктам 3 и 4 в основном соответствуют выполнению фигуры пилотажа «кобра Пугачева» на маневренном самолете типа Су-27 при отключении ограничителя предельных режимов по углу атаки [5]. Однако специфика проводимых исследований такова (см. ниже), что угол атаки уменьшается не сразу после достижения $\alpha_{забр}$, а с некоторой задержкой в области «штопорных» значений или в непосредственной близости к ним.

Графики переходного процесса при динамическом выходе самолета на повышенные углы атаки после «зависания» приведены на рис. 8. При этом относительная заданная приборная скорость для «зависания»

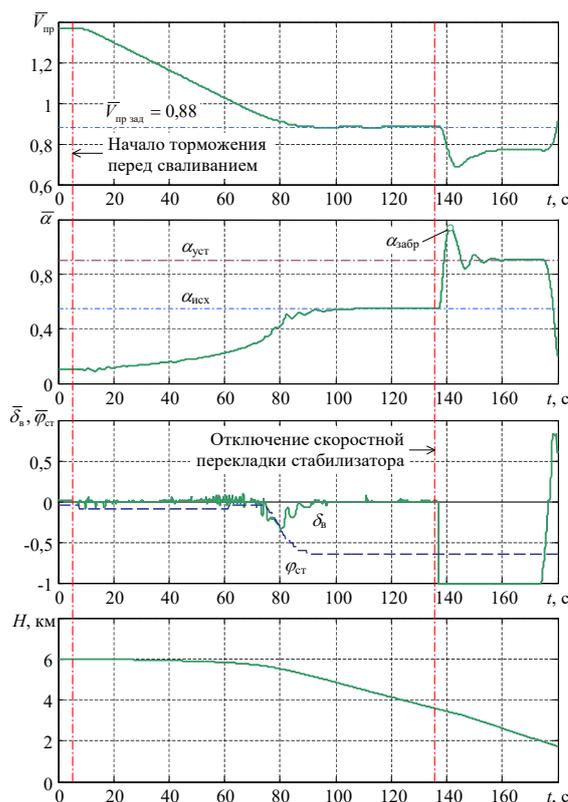


Рис. 8. Переходной процесс при динамическом выходе самолета на повышенные углы атаки после «зависания» на $\bar{V}_{пр\ зад} = 0,88$ с определением величины $\alpha_{уст}$

Fig. 8. Time history for aircraft dynamical reaching the increased angles of attack after “holding” at $\bar{V}_{i\ giv} = 0,88$ with the determination of the value of α_{steady}

$\bar{V}_{пр\ зад} = 0,88$. Видно, что величина $\varphi_{ст}$ остается постоянной с момента выхода на «зависание» за счет ручного отключения скоростной перекладки стабилизатора (см. выше), а характер изменения угла атаки аналогичен наблюдаемому при испытаниях в АДТ, когда модель самолета совершает колебания по тангажу (см., например, [7]). В процессе стендовых исследований для получения $\alpha_{уст}$ требовалось удерживать рычаг управления по тангажу на упоре до почти полного затухания колебаний угла атаки, что приводило к чрезмерной потере высоты.

При дальнейших исследованиях для сокращения потери высоты было принято до-

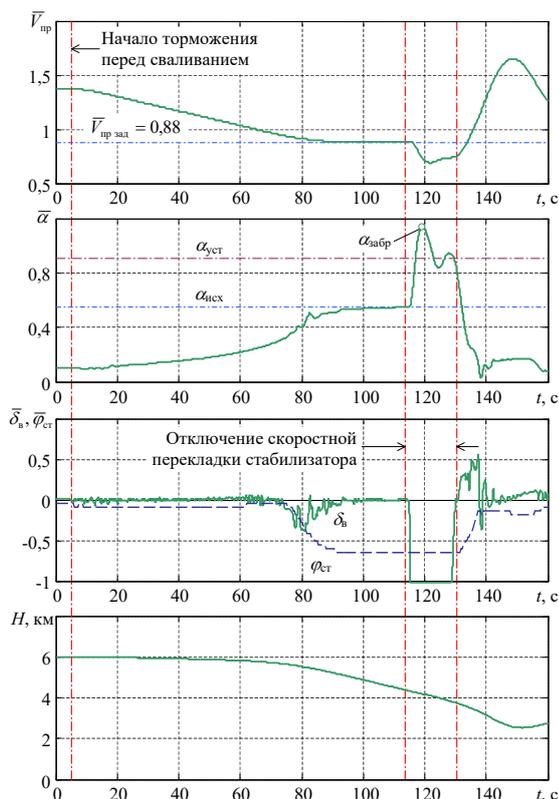


Рис. 9. Переходной процесс при динамическом выходе самолета на повышенные углы атаки после «зависания» на $\bar{V}_{\text{пр зад}} = 0,88$

Fig. 9. Time history for aircraft dynamical reaching the increased angles of attack after “holding” at $\bar{V}_{i \text{ giv}} = 0.88$

пущение, что промежуток времени между первыми двумя максимумами угла атаки в процессе колебаний (то есть их период) достаточен для возможности определения аэродинамических характеристик по итогам динамического выхода. Далее угол атаки уменьшается до значения ниже первого максимума $c_{yа \text{ бал}}$ (см. выше) и самолет выводится из снижения. При этом скоростная перекладка стабилизатора включается в момент первой постановки (с некоторой задержкой) рычага управления по тангажу в нейтральное положение. Графики такого переходного процесса приведены на рис. 9 (начальные условия – те же, что и для рис. 8).

Для каждого значения $\bar{V}_{\text{пр зад}}$ в диапазоне от 0,79 до 0,97 с шагом 0,018 (при соответствующих величинах $\alpha_{\text{исх}}$; см. рис. 5) выпол-

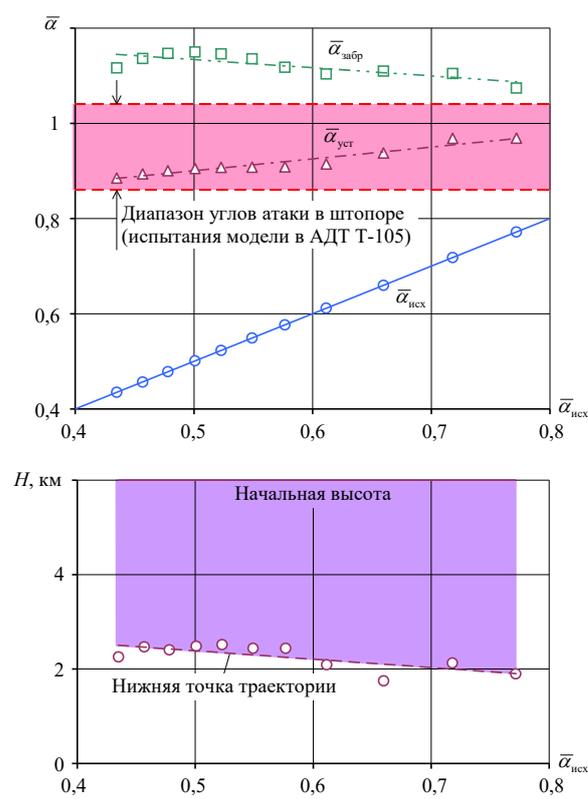


Рис. 10. Углы атаки, достигаемые в процессе динамического выхода, и потеря высоты за время режима

Fig. 10. The angles of attack achieved during dynamical approach, and the decrease in altitude during the mode

нялись три зачетных режима. Конкретные величины всех значений угла атаки, характерных для динамического выхода ($\alpha_{\text{исх}}$, $\alpha_{\text{уст}}$ и $\alpha_{\text{забр}}$), а также наименьшего значения высоты (то есть в нижней точке траектории) представляют собой средние арифметические по их результатам. На основании стендовых исследований удалось показать, что для рассмотренного самолета все достигнутые значения $\alpha_{\text{уст}}$ расположены внутри «штопорного» диапазона углов атаки (определяемого при испытаниях модели самолета в АДТ Т-105), а все $\alpha_{\text{забр}}$ – за верхним пределом указанного диапазона (рис. 10, верхний график). Это позволяет определять в полете аэродинамические характеристики во всем диапазоне углов атаки, в том числе при

«штопорных» величинах с возможностью их превышения. Кроме того, суммарная потеря высоты слабо зависит от $\alpha_{исх}$, а указанный запас высоты в нижней точке траектории (в среднем примерно 2 км) достаточен для безопасного выхода из снижения (рис. 10, нижний график).

Рассмотренный способ управления обеспечивает расширение диапазона углов атаки в процессе летных исследований за счет динамического выхода на максимально достижимый угол атаки при постановке руля высоты в нейтральное положение перед таким выходом и полным использованием диапазона углов его отклонения на кабрирование.

Устойчивость и управляемость самолета в боковом движении

При реальных летных исследованиях перечисленные выше действия летчика в продольном движении допустимы, если одновременно выполняются два условия применительно к боковому движению:

1) несимметричные составляющие моментов крена M_{x0} и рыскания M_{y0} , от которых зависит интенсивность сваливания [8], не превышают располагаемых эффективностей соответствующих органов управления в боковом канале. Они зависят от многих факторов (в том числе случайных) и, по оценке автора, могут определяться в полете при «зависании» по скорости (см. выше);

2) тенденция самолета к сваливанию с интенсивным боковым движением во всем достигаемом диапазоне углов атаки устраняется при помощи средств как аэродинамики, так и автоматики в соответствии с критериями, приведенными в работе [9]:

– условие боковой динамической устойчивости:

$$\sigma_{\beta} = m_y^{\beta} \cdot \cos \alpha + m_x^{\beta} \cdot \frac{I_y}{I_x} \cdot \sin \alpha < 0;$$

– условие прямой реакции по крену на отклонение элеронов (см. также [2]):

$$\left(\frac{\dot{\omega}_x}{\Delta \bar{M}_x(\delta_{\alpha})} \right)_{cp} = \frac{m_y^{\beta} - m_x^{\beta} \frac{m_y^{\delta_{\alpha}}}{m_x^{\delta_{\alpha}}}}{\sigma_{\beta}} > 0; \quad (1)$$

– условие сохранения демпфирования крена:

$$m_x^{\bar{\omega}_x} < 0;$$

– условие путевой устойчивости в полусвязанных осях:

$$m_{ye}^{\beta} = m_x^{\beta} \cdot \sin \alpha + m_y^{\beta} \cdot \cos \alpha < 0.$$

Обращение в нуль или изменение знака хотя бы одного из этих неравенств (первые три из них – главные) определяет появление тенденции самолета к сваливанию.

Задачей **второго** этапа исследований является определение характеристик боковой устойчивости и управляемости самолета (с учетом автоматизации системы управления) в диапазоне углов атаки, полученном на первом этапе. По рекомендациям работ [2, 4] в каналах руля направления и элеронов используются обычные позиционные алгоритмы автоматизации

$$\Delta \delta_{\alpha \text{ авт}} = K_{\omega_x} \omega_x + K_{\gamma} (\gamma - \gamma_{\text{зад}});$$

$$\Delta \delta_{\text{н авт}} = K_{\omega_y} \omega_y + K_{\beta} \beta - K_{\text{н/э}} \delta_{\alpha}.$$

В указанных выражениях K_{ω_x} , K_{ω_y} , K_{γ} , K_{β} , $K_{\text{н/э}}$ – передаточные коэффициенты; $\gamma_{\text{зад}}$ – заданный угол крена. При этом коэффициент перекрестной связи от элеронов к рулю направления определяется из условия координированного управления по крену [2]

$$K_{\text{н/э}}(\alpha) \approx \frac{m_y^{\delta_{\alpha}} + \frac{I_y}{I_x} \cdot \text{tg} \alpha \cdot m_x^{\delta_{\alpha}}}{m_y^{\delta_{\text{н}}} + \frac{I_y}{I_x} \cdot \text{tg} \alpha \cdot m_x^{\delta_{\text{н}}}}, \quad (2)$$

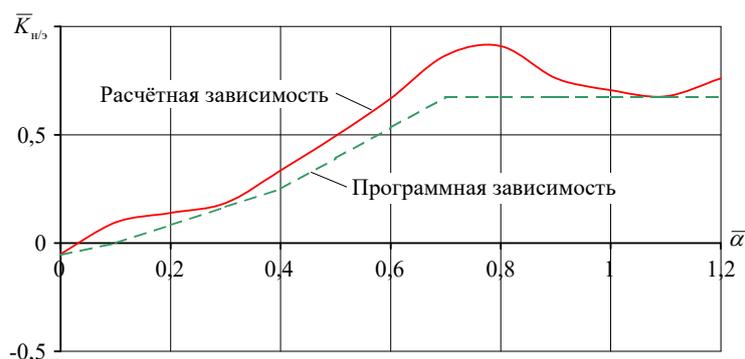


Рис. 11. Зависимости коэффициента перекрестной связи от элеронов к рулю направления от угла атаки
Fig. 11. The coefficient of cross-coupling between the ailerons and rudder as a function of angle of attack

а в процессе испытательных маневров, описанных выше, должно быть $\gamma_{\text{зад}} = 0$.

Для рассматриваемого самолета производные коэффициентов моментов крена и рыскания по углу отклонения руля направления отрицательны во всем диапазоне углов атаки. Поэтому рост передаточного коэффициента K_β будет приводить к повышению как поперечной, так и путевой устойчивости. Кроме того, программная зависимость $K_{n/3}(\alpha)$ должна представлять собой упрощенный вариант расчетной, определяемой по формуле (2), и при этом располагаться несколько ниже ее. Расчетная и программная зависимости $K_{n/3}(\alpha)$ приведены на рис. 11. Определим условия устранения тенденции самолета (для которого $I_y/I_x = 3,5$) к сваливанию с интенсивным боковым движением по критериям, требующим изменения K_β , то есть использования автомата путевой устойчивости.

Боковая динамическая устойчивость. Проведенные расчеты показали, что диапазон углов атаки, в котором реализуется $\sigma_\beta > 0$, уменьшается с ростом K_β и при некотором значении указанного передаточного коэффициента полностью исчезает (рис. 12, верхний график). При таком подходе потребная зависимость $K_\beta(\alpha)$ должна быть расположена за пределами области $\sigma_\beta > 0$. Это же обстоятельство относится к использованию других

критериев из вышеуказанных; рассмотрим их далее. При этом соответствующие координатные оси на всех графиках в составе рис. 12 имеют одинаковые диапазоны.

Реакция самолета по крену на отклонение элеронов. Перепишем формулу (1) в виде

$$\left(\frac{\dot{\omega}_x}{\Delta \bar{M}_x(\delta_3)} \right)_{\text{cp}} = \frac{\zeta_r}{\sigma_\beta m_x^{\delta_3}},$$

где

$$\zeta_r = m_y^\beta m_x^{\delta_3} - m_x^\beta m_y^{\delta_3}.$$

Поскольку обеспечение условия $\sigma_\beta < 0$ возможно при помощи обычного автомата путевой устойчивости, а во всем диапазоне углов атаки реализуется $m_x^{\delta_3} < 0$ (то и другое см. выше), то прямая реакция по крену на отклонение элеронов возможна при выполнении условия $\zeta_r > 0$ (см. также [2]). Области обратной реакции по крену на отклонение элеронов в координатах (K_β, α) при отсутствии перекрестной связи от элеронов к рулю направления и при наличии такой связи с программной зависимостью $K_{n/3}(\alpha)$ приведены на рис. 12 (средний график). Видно, что
– использование перекрестной связи от элеронов к рулю направления приводит к уменьшению как диапазона углов атаки,

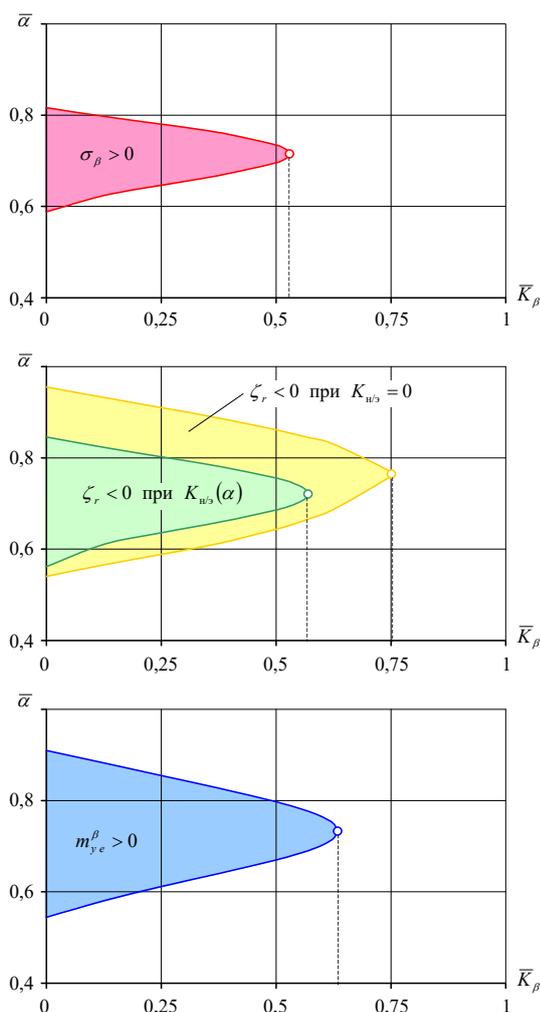


Рис. 12. Области возникновения тенденции к сваливанию с интенсивным боковым движением по различным критериям при использовании автомата путевой устойчивости

Fig. 12. Areas of tendency to stall accompanied by intense lateral motion for different criteria in case of yaw stability control automatic feature being applied

в котором реализуется обратная реакция по крену на отклонение элеронов, так и значения передаточного коэффициента K_β , при превышении которого такая реакция полностью исчезает;

– требуемое значение K_β обеспечивает боковую динамическую устойчивость $\sigma_\beta < 0$ (сравнить с верхним графиком в составе рис. 12).

Путевая устойчивость в полусвязанных осях. Расчеты, проведенные с использовани-

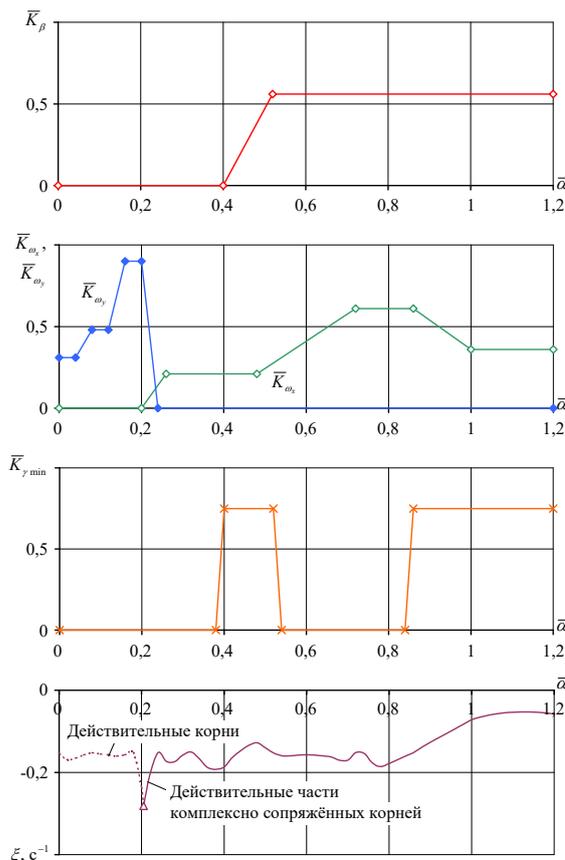


Рис. 13. Зависимости передаточных коэффициентов в поперечном и путевом каналах управления и действительных частей доминирующих корней уравнений бокового движения от угла атаки

Fig. 13. Gear coefficients in the lateral and directional control channels and the real parts of the dominant roots of the lateral motion equations as functions of angles of attack

ем этого критерия, показали, что область $m_{ye}^\beta > 0$ имеет вид, аналогичный двум предыдущим критериям (рис. 12, нижний график).

Суммарный анализ полученных областей, соответствующих появлению тенденции самолета к сваливанию по каждому из перечисленных критериев, показывает, что требуемое значение K_β должно быть не ниже наибольшего по всем трем критериям, а его постоянство – начинаться с угла атаки не выше наименьшего по нарушению хотя бы одного из вышеуказанных неравенств при $K_\beta = 0$ (все перечисленное – при наличии перекрестной связи от элеронов к рулю направления).

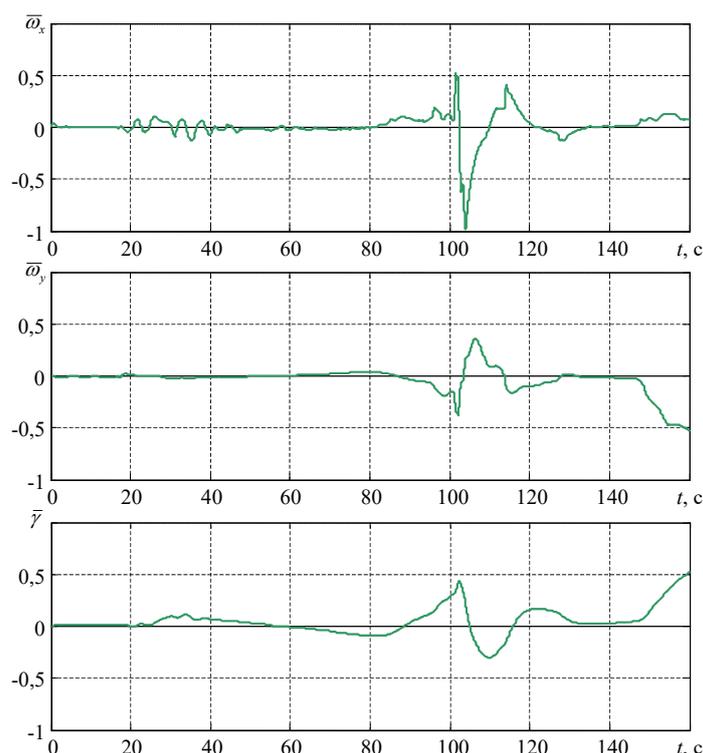


Рис. 14. Переходной процесс в боковом движении при динамическом выходе самолета на повышенные углы атаки после «зависания» на $\bar{V}_{пр зад} = 0,88$

Fig. 14. Time histories for lateral motion during aircraft dynamical reaching the increased angles of attack after “holding” at $\bar{V}_{i giv} = 0.88$

С учетом этого обстоятельства все значения передаточных коэффициентов подбирались из условия обеспечения времени затухания боковых колебаний (до 5 % начальной амплитуды; см. [2]) $t_{зат} \leq 20$ с, то есть действительный доминирующий корень (при апериодическом боковом движении) или действительная часть доминирующих комплексно сопряженных корней (при колебательном боковом движении) должны быть $\xi \leq -0,15$ с⁻¹. Указанная задача решалась для начальной высоты перед торможением для выхода на большие углы атаки (см. выше).

На рис. 13 приведены графики подобранных зависимостей K_β , K_{ω_x} , K_{ω_y} и $K_{\gamma min}$ от угла атаки. При этом в области больших углов атаки требуемое значение K_{ω_x} увеличивается, что в сочетании с реализацией условия $m_x^{\delta_3} < 0$ позволяет сохранять демпфирование крена. Кроме того, стабилизация

угла крена $\gamma_{зад} = 0$ (см. выше) включается летчиком вручную непосредственно перед выполнением маневра для выхода на большие углы атаки, а $K_{\gamma min}$ является наименьшей величиной K_γ из условия обеспечения заданных или максимально достижимых характеристик боковой устойчивости и управляемости. Указанные характеристики определяются действительными частями доминирующих корней уравнений бокового движения. Соответствующая зависимость от угла атаки приведена на нижнем графике в составе рис. 13. Из нее видно, что:

- при малых углах атаки доминирующие корни являются действительными, а при больших – комплексно сопряженными;
- величина действительных корней всегда $\xi \leq -0,15$ с⁻¹, а у комплексно сопряженных корней действительная часть (максимально достижимые значения) уменьшается с ростом угла атаки в области его больших величин.

Таким образом, существенное снижение затухания боковых колебаний в области углов атаки, соответствующих динамическому выходу, дополнительно указывает на кратковременность пребывания самолета в этой области (помимо фактора потери высоты; см. выше). Стендовое моделирование полного движения при динамическом выходе на большие углы атаки показало, что тенденция к сваливанию с интенсивным боковым движением отсутствует и при нулевой боковой несимметричности самолета возмущения по крену легко устраняются (рис. 14 – параметры бокового движения в том же переходном процессе, что и на рис. 9).

Заключение

1. Проведены стендовые исследования управляемого выхода неманевренного самолета на большие углы атаки, что обеспечивает возможность летных исследований продольных нестационарных аэродинамических характеристик во всем диапазоне этих углов, в том числе с превышением их значений, соответствующих режимам штопора.

2. Использование скоростной перекладки стабилизатора (с приводом, рассчитанным на регулирование скорости перекладки) в зависимости от отклонения рычага управления по тангажу позволяет повысить точность поддержания заданного темпа торможения перед сваливанием, а при динамическом выходе на повышенные углы атаки – полностью использовать диапазон углов отклонения руля высоты на кабрирование. При этом такая перекладка должна включаться или отключаться летчиком вручную. Кроме того, может потребоваться увеличение максимальной скорости перекладки по сравнению с приводом на серийном самолете.

3. Для обеспечения приемлемых характеристик боковой устойчивости и управляемости в каналах руля направления и элеронов могут использоваться обычные позиционные алгоритмы автоматизации. При этом устранение тенденции самолета к сваливанию с интенсивным боковым движением осуществ-

ляется с помощью автомата путевой устойчивости, в котором снижение потребного значения передаточного коэффициента возможно за счет перекрестной связи от элеронов к рулю направления.

Список литературы

1. Котик М.Г. Критические режимы сверхзвукового самолета (сваливание и штопор). М.: Машиностроение, 1967. 228 с.
2. Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В. Аэродинамика самолета: Динамика продольного и бокового движения. М.: Машиностроение, 1979. 352 с.
3. Сверканов П.Л. Способ управления самолетом при выводе на большие углы атаки. Патент № RU 2761687 С1, МПК G05D 1/04, B64C 13/10: опубл.13.12.2021, 6 с.
4. Алешин Б.С. Системы дистанционного управления магистральных самолетов / Б.С. Алешин, С.Г. Баженов, Ю.И. Диденко, Ю.Ф. Шелюхин. М.: Наука, 2013. 292 с.
5. Блинов А.И. Особенности динамики самолета Су-27 при выполнении фигуры высшего пилотажа «кобра Пугачева» / А.И. Блинов, В.Б. Гутник, О.Г. Калибабчук, М.П. Симонов // Техника воздушного флота. 1990. № 2. С. 61–63.
6. Сверканов П.Л. Использование горизонтальной директорной планки при выполнении режимов торможения перед сваливанием // Техника воздушного флота. 2005. № 5. С. 25–28.
7. Глазков А.С., Жук А.Н., Храбров А.Н. Математическое моделирование нестационарных аэродинамических характеристик в условиях развития отрыва потока при автоколебаниях модели на динамической установке свободных колебаний по тангажу // Ученые записки ЦАГИ. 2008. Т. 39, № 4. С. 9–15.
8. Васильченко К.К. Летные исследования маневренного самолета на больших и сверхбольших углах атаки / К.К. Васильченко, В.И. Вид, И.П. Волк, В.П. Заборов, Л.Д. Лобас, Ю.В. Мандельбаум, В.Н. Четвергов // Техника воздушного флота. 1992. № 4-6. С. 10–19.

9. Дубов Ю.Б., Суханов В.Л., Тарасов А.З. Освоение больших углов атаки // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 1998. С. 58–68.

References

1. Kotik, M.G. (1967). Critical flight regimes of a supersonic aircraft (stall and spin). Moscow: Mashinostroyeniye, 228 p. (in Russian)

2. Byushgens, G.S., Studnev, R.V. (1979). Aircraft aerodynamics: Dynamics of longitudinal and lateral motion. Moscow: Mashinostroyeniye, 352 p. (in Russian)

3. Sverkanov, P.L. (2021). Method for aircraft control at large angles of attack. Patent RU no. 2761687 C1, IPC G05D 1/04, B64C 13/10: publ. December 13, 6 p. (in Russian)

4. Aleshin, B.S., Bazhenov, S.G., Didenko, Yu.I., Shelyukhin, Yu.F. (2013). Fly-by-wire control systems of long-range aircraft. Moscow: Nauka, 292 p. (in Russian)

5. Blinov, A.I., Gutnik, V.B., Kalibabchuk, O.G., Simonov, M.P. (1990). Specifics

of Su-27 dynamics while performing aerobatic maneuver “Pugachev cobra”. *Tekhnika vozdušnogo flota*, no. 2, pp. 61–63. (in Russian)

6. Sverkanov, P.L. (2005). Use of horizontal directional bar in the course of performing deceleration before stall. *Tekhnika vozdušnogo flota*, no. 5, pp. 25–28. (in Russian)

7. Glazkov, A.S., Zhuk, A.N., Khrabrov, A.N. (2008). Mathematical modeling of unsteady aerodynamic characteristics under conditions of flow separation development during auto-oscillations of the model detected on the dynamic rig for free pitch oscillations. *Uchenyye zapiski TSAGI*, vol. 39, no. 4, pp. 9–15. (in Russian)

8. Vasilchenko, K.K., Vid, V.I., Volk, I.P., Zaborov, V.P., Lobas, L.D., Mandelbaum, Yu.V., Chetvergov, V.N. (1992). In-flight research of maneuverable aircraft at high and super-high angles of attack. *Tekhnika vozdušnogo flota*, no. 4-6, pp. 10–19. (in Russian)

9. Dubov, Yu.B., Sukhanov, V.L., Tarasov, A.Z. (1998). Mastering high angles of attack. *Polet. Obshcherossiyskiy nauchno-tekhnicheskiy zhurnal*, pp. 58–68. (in Russian)

Сведения об авторе

Сверканов Павел Львович, научный сотрудник ЦАГИ, flight15@tsagi.ru.

Information about the author

Pavel L. Sverkanov, Research Engineer, Central Aerohydrodynamical Institute named after Professor N.E. Zhukovsky (TsAGI), flight15@tsagi.ru.

Поступила в редакцию	16.01.2025	Received	16.01.2025
Одобрена после рецензирования	24.03.2025	Approved after reviewing	24.03.2025
Принята в печать	22.05.2025	Accepted for publication	22.05.2025

ББК 05
Н 34
Св. план 2025

Научный Вестник МГТУ ГА
Том 28, № 03, 2025
Civil Aviation High TECHNOLOGIES
Vol. 28, No. 03, 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 № 2009 / ...

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

