

Том 27, № 04, 2024

ISSN 2079-0619

e-ISSN 2542-0119

Научный Вестник МГТУ ГА



Civil Aviation High TECHNOLOGIES

Vol. 27, No. 04, 2024

Издается с 1998 г.

Москва
2024

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;

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, Хянань, 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 "Vypel", 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, prof., Doctor of Science, Principal Researcher, FSBIS, Institute of Machine Science named after A.A. Blagonravov, Moscow, Russia;

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Редакционный совет

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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;

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

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

Халютин С.П., проф., д. т. н., ген. директор ООО «НПО НаукаСофт», Москва, Россия;

Харитонов С.А., проф., д. т. н., зав. каф. НГТУ, Новосибирск, Россия;

Ходаковский В.А., заслуженный деятель науки ЛССР, проф., д. т. н., Рига, Латвия;

Чинючин Ю.М., проф., д. т. н., 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. Hodakovsky, Honored Worker of Science of Latvian Soviet Socialist Republic, Professor, Doctor of Sciences, Riga, Latvia;

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

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

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

СОДЕРЖАНИЕ

ТРАНСПОРТНЫЕ СИСТЕМЫ

Горбунов А.Л., Ли Ю.

Нейросетевой подход к обеспечению визуальной когерентности в авиатренажерах
дополненной реальности 8

Efimov V.V., Ivchin V.A., Chernigin K.O.

Research of the crosswind effect on the single-rotor helicopter unintentional yaw rotation 20

Заббаров З.Р., Волков А.К.

Метод выявления актуальных тем тренажерной подготовки пилотов на основе
кластеризации отчетов по безопасности полетов 34

Punt E.A.

Algorithm for the synthesis of equations of thermal conductivity of lithium-ion accumulator for
finite volumes during division 50

Хачикян П.П.

Отбор кадров в службу авиационной безопасности авиапредприятия методом порогового
агрегирования 63

МАШИНОСТРОЕНИЕ

Кретов А.С., Глухов В.В., Тиняков Д.В.

О концептуальной оценке глубокой модернизации регионального самолета
на примере Як-40 80

CONTENTS

TRANSPORTATION SYSTEMS

Gorbunov A.L., Li Yu.

Neural network approach to ensuring visual coherence in augmented reality flight
simulators 8

Efimov V.V., Ivchin V.A., Chernigin K.O.

Research of the crosswind effect on the single-rotor helicopter unintentional yaw rotation 20

Zabbarov Z.R., Volkov A.K.

A method for identifying relevant topics of pilot simulator training based on clustering of
flight safety reports 34

Punt E.A.

Algorithm for the synthesis of equations of thermal conductivity of lithium-ion accumulator
for finite volumes during division 50

Hachikyan P.P.

Personnel selection in the airline Aviation Security Service by using the threshold
aggregation method 63

MECHANICAL ENGINEERING

Kretov A.S., Glukhov V.V., Tinyakov D.V.

On the conceptual assessment of an extensive retrofit of a regional aircraft on the example of
the Yakovlev Yak-40 80

ТРАНСПОРТНЫЕ СИСТЕМЫ

2.9.1 – Транспортные и транспортно-технологические системы страны, ее регионов и городов, организация производства на транспорте;

2.9.4. – Управление процессами перевозок;

2.9.6 – Аэронавигация и эксплуатация авиационной техники;

2.9.8 – Интеллектуальные транспортные системы

УДК 004.946

DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-4-8-19

Нейросетевой подход к обеспечению визуальной когерентности в авиатренажерах дополненной реальности

А.Л. Горбунов¹, Ли Юньхань¹

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

Аннотация: В 2023 г. лидирующая авиакосмическая корпорация США Lockheed Martin объявила о разработке сразу нескольких основанных на технологиях расширенной/дополненной реальности (extended/augmented reality, XR/AR) тренажеров для пилотов TF-50, F-16, F-22 и F-35, отнюдь не являясь пионером в этом направлении – в 2022 г. аналогичные проекты запустили Boeing и ведущий британский производитель авиационной техники BAE Systems. В январе 2024 г. BBC США инвестировали средства в разработку пилотских AR-симуляторов на основе смарт-очков дополненной реальности Microsoft HoloLens, и тогда же компания Apple начала массовые продажи AR-гарнитуры Apple Vision Pro – трудно сомневаться в том, что в 2024 г. появится ряд новых авиатренажеров с применением этого устройства. Стремительное развитие нового поколения авиакосмической тренажерной техники – XR/AR-тренажеров – сопровождается бумом исследовательской активности в области визуальной когерентности (visual coherency, VC) сцен дополненной реальности: виртуальные объекты в этих сценах должны быть неотличимы от реальных. Именно VC обеспечивает новые возможности AR-тренажеров, принципиально отличающие их от ставших стандартными авиатренажеров с виртуальной реальностью. В последнее время VC все чаще обеспечивается нейросетевыми методами, при этом наиболее важными аспектами VC являются условия освещенности, поэтому основная доля исследований посвящена переносу этих условий (расположение источников света и их цветовой тон) из реального мира в виртуальный, но большинство известных подходов характеризуется неуниверсальностью и необходимостью выполнения ручных процедур. Данных недостатков не имеет основанный на двумерных спектральных преобразованиях изображений метод спектральной трансплантации, требующий, однако, определения размера трансплантируемой от реальной картины мира к виртуальному объекту части спектра. Настоящая статья посвящена разработке нейросетевой модели для механизма выбора оптимального размера спектрального трансплантата.

Ключевые слова: авиационные тренажеры, дополненная реальность, визуальная когерентность.

Для цитирования: Горбунов А.Л., Ли Ю. Нейросетевой подход к обеспечению визуальной когерентности в авиатренажерах дополненной реальности // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 4. С. 8–19. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-4-8-19

Neural network approach to ensuring visual coherence in augmented reality flight simulators

A.L. Gorbunov¹, Yunhan Li¹

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

Abstract: In 2023, the leading US aerospace corporation Lockheed Martin announced the simultaneous development of several extended/augmented reality (XR/AR) simulators for pilots of TF-50, F-16, F-22, and F-35 without being a pioneer in this area of

focus, in 2022 similar projects were launched by Boeing and the leading British aeronautical equipment manufacturer BAE Systems. In January 2024 the US Air Force invested in the development of pilot AR simulators based on Microsoft HoloLens augmented reality smart glasses. At the same time, Apple began bulk sales of the Apple Vision Pro AR headset. It is difficult to doubt that in 2024 a variety of new aviation simulators will appear using this device. The rapid development of a new generation of aerospace simulator technology, i.e., XR/AR simulators, is accompanied by a boom in research in the field of visual coherence (VC) of augmented reality scenes: virtual objects in these scenes should be virtually identical with real ones. It is VC that provides new capabilities of AR simulators, which fundamentally distinguish from conventional flight simulators with virtual reality. Recently, VC has been increasingly provided by neural network methods, thereby, the most important aspects of VC are lighting conditions, so the major share of research is focused on transferring these conditions (location of light sources and their color tone) from the real world to the virtual one, but the great body of the known approaches are characterized by the lack of versatility and the need to perform manual procedures. These disadvantages are not found in the spectral transplantation method based on two-dimensional spectral image conversions, which, however, requires determining the size of the spectrum part being transplanted from the real picture of the world to a virtual object. This article is devoted to the development of a neural network model for the mechanism of selecting the optimal size of a spectral transplant.

Key words: flight simulators, augmented reality, visual coherence.

For citation: Gorbunov, A.L., Li, Yu. (2024). Neural network approach to ensuring visual coherence in augmented reality flight simulators. Civil Aviation High Technologies, vol. 27, no. 4, pp. 8–19. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-4-8-19

Введение

В 2023 г. лидирующая авиакосмическая корпорация США Lockheed Martin объявила о разработке сразу нескольких основанных на технологиях расширенной реальности (extended reality, XR) тренажеров для пилотов TF-50, F-16, F-22 и F-35, отнюдь не являясь пионером в этом направлении, – в 2022 г. аналогичные XR-проекты запустили Boeing и ведущий британский производитель авиационной техники BAE Systems. Однако инициатива Lockheed Martin особо показательна широким спектром XR-симуляторов как в смысле множественности типов воздушных судов, так и разнообразия подвидов технологий XR: «обычная» дополненная реальность (augmented reality, AR) – проекты в кооперации с Korea Aerospace Industries и Red 6 Aerospace, а также комбинация виртуальной реальности (virtual reality, VR) и AR – проект на основе решения XTAL 3 от Vrgineers (интересный факт: подобный подход был описан в статье, опубликованной в «Научном Вестнике МГТУ ГА» еще в 2016 г. [1]). В январе 2024 г. BBC США инвестировали средства в разработку пилотских AR-симуляторов компанией Microsoft на основе смарт-очков дополненной реальности Microsoft HoloLens, и тогда же хорошо известная своевременно своих реакций на запросы IT-рынка компания Apple начала массовые продажи

AR-гарнитуры Apple Vision Pro – трудно сомневаться в том, что в ближайшем будущем появится ряд новых авиатренажеров с применением этого устройства.

Очень быстрое (даже по меркам IT-сферы) развитие нового поколения авиакосмической тренажерной техники – XR/AR-тренажеров – сопровождается всплеском исследовательской активности в области визуальной когерентности (visual coherence, VC) сцен дополненной реальности: виртуальные объекты в этих сценах должны быть неотличимы от реальных. Повышенный интерес исследователей обусловлен тем, что именно VC обеспечивает новые возможности AR-тренажеров, принципиально отличающие их от ставших де-факто стандартными современных авиатренажеров с VR. Все лидеры IT-отрасли (Microsoft, Google, Apple, Samsung, Sony и проч.) рассматривают AR как следующую (после появления смартфонов) «большую волну» революционных изменений в цифровой электронике, поэтому проблема VC становится ключевой и для IT в целом. Как следствие, зарубежная библиография по VC содержит уже более тысячи пунктов (тогда как в российском научном пространстве обнаруживаются только единичные публикации, e. g. [2]).

VC зависит от многих факторов: расположения источников света, воспроизведения виртуальных теней и цветового тона, взаим-

ных отражений реальных и виртуальных объектов, текстур поверхностей виртуальных объектов, оптических аберраций, конвергенции и аккомодации и др., но обычно наиболее важными являются условия освещенности, поэтому основная доля исследований посвящена переносу этих условий (расположение источников света и их цветовой тон) из реального мира в виртуальный. Практикуются два базовых варианта обеспечения VC, основанные: 1) на предварительном исследовании условий освещенности в реальном мире (проблемы: длительная и сложная процедура, требует специального оборудования) и 2) формировании представления об условиях освещенности на основе анализа изображений реального мира (проблемы: трудности извлечения информации об освещенности из реальных изображений приводят к неоднозначным результатам). В последнее время VC, как правило, обеспечивается методами искусственного интеллекта [3, 4].

Указанные проблемные моменты базовых методов VC приводят к их неуниверсальности, неавтоматическому характеру и невозможности передачи не только цветовой палитры, но и всех основных характеристик изображения с помощью одной процедуры. От данных недостатков свободен способ обеспечения VC, представленный в [2]. Способ ориентирован на характерные для авиационных приложений условия (сцены AR с реальными естественными ландшафтами и рассеянным освещением) и базируется на аппарате двумерных спектральных преобразований изображений. Предложена технология двумерной спектральной трансплантации, которая обеспечивает прямую передачу характеристик цвета, яркости и контраста от реального фона к виртуальным объектам: способ предполагает замену части спектра изображения виртуального объекта на такую же часть спектра изображения реального мира с последующим обратным преобразованием спектра с замененной частью в обычное изображение.

При этом возникает задача выбора оптимального размера трансплантируемой части спектра изображения реального мира (далее –

трансплантат). По мере увеличения объема трансплантируемых пространственных частот они начинают содержать информацию о содержимом реального изображения, поэтому ограничение размера трансплантата необходимо для исключения гибридного эффекта. Сложность выбора этого ограничения обусловлена тем, что он связан с характером и параметрами изображения, часть спектра которого используется в качестве трансплантата. Механизм выбора должен обеспечивать: а) максимальную схожесть изображения виртуального объекта с картиной реального мира в смысле яркостной, контрастной и цветовой тонировки и б) отсутствие в изображении виртуального объекта «следов» содержания реальной картины. Характер реальной картины может быть самым разным, поэтому невозможно сконструировать строгий аналитический инструмент для решения данной задачи. Такой инструмент надо научить учитывать множество разных типов изображений, что естественным образом приводит к идее нейросетевой реализации. Нейросеть для определения оптимального размера трансплантата должна уметь детектировать признаки стиля и объекты в реальной компоненте сцены AR, что сегодня является одной из ключевых проблем компьютерного зрения.

Обзор публикаций

Обширный (230 источников) обзор нейросетевых методов детектирования объектов в изображениях содержится в статье [5], приведем несколько характерных примеров. Существуют два основных подхода к обнаружению объектов: снизу вверх (bottom-up, BU) [6] и сверху вниз (top-down, TD) [7]. Здесь «верх» и «низ» ассоциируются с высоким и низким уровнем семантики признаков, используемых при детектировании объектов. Контраст локальных объектов играет центральную роль в BU, независимо от семантического содержания сцены. Чтобы выявить контрастные границы объектов, из совокупности пикселей извлекаются различные локальные и глобальные объекты,

например грани [8]. Типовой нейросетью этой категории можно назвать R-CNN [9]. R-CNN использует выборочный поиск, чтобы сгенерировать около 2 тыс. предложений по фрагментам для изображения. Метод выборочного поиска основан на простой группировке по принципу BU и указателях значимости, что позволяет быстро получать уточненные списки фрагментов-кандидатов произвольных размеров и сокращать пространство поиска при обнаружении объектов.

Несмотря на очевидные достоинства сетей типа R-CNN, при их практическом применении для обнаружения объектов выявляется много недостатков:

- из-за наличия полносвязных слоев (все входные нейроны связаны со всеми выходными) требуется входное изображение фиксированного размера, что приводит к повторному пересчету всей сети для каждой оцениваемой области, занимая много времени в период тестирования;
- обучение R-CNN – многоступенчатый конвейер. Сначала создается сверточная сеть по фрагментам-кандидатам и выполняется точная настройка. Затем классификатор, работающий по известной модели векторного пространства, определяет вероятность наличия объектов. Наконец, обучаются регрессоры с ограничивающими фрагменты рамками;
- обучение требует больших затрат времени и ресурсов. Характеристики извлекаются из предложений по различным фрагментам и сохраняются на диске. Обработка относительно небольшого обучающего набора очень глубокими сетями, такими как VGG-16 (см. ниже), занимает много времени. Объем памяти, необходимый для этих процедур, также должен быть весьма значительным;
- хотя выборочный поиск может генерировать предложения по фрагментам при относительно большом количестве оценок, полученные предложения по фрагментам тем не менее являются избыточными.

Для решения этих проблем был предложен ряд методов. GOP [10] использует ускоренную сегментацию на основе геодезиче-

ских данных. MCG [11] выполняет поиск в различных масштабах изображения множества иерархических сегментаций и комбинаторно группирует различные области для получения предложений. Вместо выделения визуально различных сегментов метод граничных рамок [12] использует идею о том, что объекты скорее всего будут находиться в рамках с меньшим количеством контуров, определяющих их границы. Некоторые исследователи изменяют ранжирование или уточняют предварительно выделенные области, с тем чтобы исключить ненужные и получить ограниченное количество ценных – DeepBox [13] и SharpMask [14].

Однако высокоуровневая и многомасштабная семантическая информация не может быть задана с помощью этих низкоуровневых структур. Обнаружение выделяющихся объектов TD ориентировано на конкретные задачи и использует предварительные знания о категориях объектов (например, воздушные суда для авиаприложений) для управления созданием карт выделяемых объектов. К примеру, при семантической сегментации генерируется карта значимости для ассоциации наборов пикселей с определенными категориями объектов посредством подхода TD. Характерный для этого подхода образец – сеть YOLO, описанная в [15]. YOLO разбивает входное изображение на сетку ячеек, и для каждой ячейки вычисляется вероятность наличия объекта, содержащегося в ней. Ячейка сетки предсказывает ограничивающие ее рамки и соответствующие им оценки достоверности. TD можно рассматривать как механизм фокусировки внимания, который устраняет элементы, вероятность принадлежности которых объекту невысока.

В настоящее время оба подхода часто реализуются в виде вариаций на тему хорошо зарекомендовавшей себя и широко применяемой сверточной нейросети VGG-16 [16]. Еще один широкий обзор по теме детектирования объектов представлен в работе [17], где дается предварительный экскурс в историю развития и архитектуры соответствующих нейросетей.

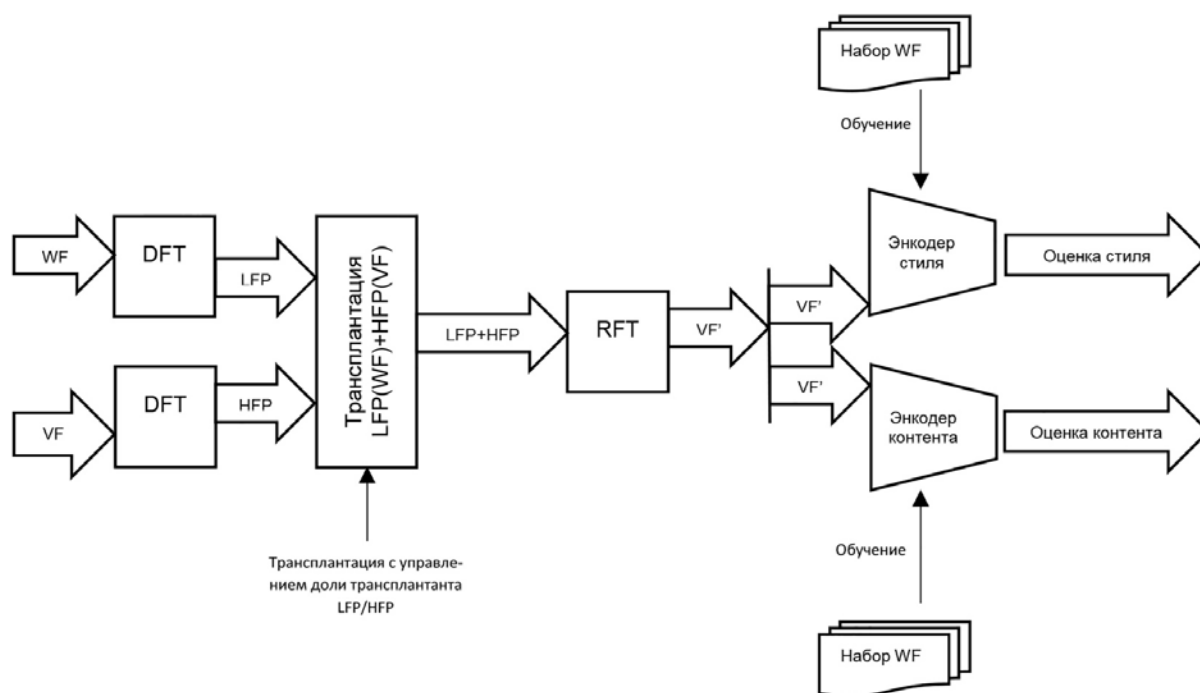


Рис. 1. Общая схема определения оптимального размера трансплантата
Fig. 1. General scheme for determining the optimal size of the transplant

Метод

Общая схема предлагаемого механизма определения оптимального размера трансплантата для метода спектральной трансплантации [2] показана на рис. 1.

На схеме: WF (world frame) – кадр картины реального мира; VF (virtual frame) – кадр картины виртуального мира; DFT (direct Fourier transform) – двумерное прямое преобразование Фурье; LFP (low frequency part) – низкочастотная часть спектра, полученного после DFT, трансплантат; HFP (high frequency part) – высокочастотная часть спектра, полученного после DFT, дополняющая LFP до полного спектра; RFT (reverse Fourier transform) – двумерное обратное преобразование Фурье; VF' – кадр картины виртуального мира после трансплантации; энкодер стиля – сверточная нейросеть, обученная на массиве изображений WF и детектирующая признаки характерного для них стиля (особенности яркостной, контрастной и цветовой тонировки) в виде обобщенной количественной оценки выявления стиля; энкодер контента – свер-

точная нейросеть, обученная на массиве изображений WF и детектирующая признаки характерных для них объектов в виде обобщенной количественной оценки выявления контента.

На рис. 2 показаны результаты трансплантации с различными параметрами для различных типов виртуальных объектов – виртуальных моделей самолетов, отличающихся текстурой поверхности, маркировкой и блеском поверхности. Части рисунка *a*, *б* и *в* содержат виртуальный самолет со сложными текстурами, текстовыми обозначениями и отражениями виртуальных источников света; *г*, *д* и *е* содержат виртуальный самолет с простыми контрастными цветами. Части *a* и *г* содержат виртуальные объекты без трансплантации; *б* и *д* содержат виртуальные объекты после трансплантации LFP с тремя пространственными частотами; *в* и *е* содержат виртуальные объекты после трансплантации LFP с пятью пространственными частотами. Виртуальные объекты намеренно показаны без других эффектов VC (тени, локальное освещение и т. д.), чтобы продемонстрировать чистые результаты метода.



Рис. 2. Слева *а, г*: AR-сцены, состоящие из WF и VF без трансплантации LFP. Средний столбец *б, д*: AR-сцены, составленные после трансплантации LFP с тремя частотами. Справа *в, е*: AR-сцены, составленные после трансплантации LFP с пятью частотами

Fig. 2. On the left *a, г*: AR scenes consisting of WF and VF without the LFP transplantation. The middle column *б, д*: AR scenes composed after the LFP transplantation with three frequencies. On the right *в, е*: AR scenes composed after the LFP transplantation with five frequencies

Нейросеть VGGNet, производные формы которой целесообразно использовать в качестве энкодера в схеме на рис. 1, показала высокие результаты в известном конкурсе по компьютерному зрению ILSVRC, будучи обучена на наборе данных ImageNet (в настоящее время содержит более 5 миллионов размеченных высококачественных изображений, разделенных на более чем 22 тысячи категорий, среди которых воздушные суда) и доказав, что малоразмерные свертки плюс увеличение глубины сети могут ощутимо улучшить производительность. ImageNet представляет собой массив аннотированных картинок, это один из наиболее представительных в настоящее время открытых наборов данных в сфере компьютерного зрения. Каждое изображение в ImageNet содержит несколько выделенных вручную прямоуголь-

ных фрагментов, сопровождаемых проиндексированной информацией о содержании фрагментов, что позволяет обучить нейросеть распознаванию объектов требуемой категории. VGGNet является модернизированной версией сети AlexNet, в которой заменены большие фильтры (размера 11 и 5 в первом и втором сверточном слое соответственно) на несколько фильтров размера 3×3 , следующих один за другим. Наиболее часто используемой версией VGGNet является VGG-16, реализация которой входит во многие открытые библиотеки нейросетевого программного обеспечения (например, TensorFlow от Google). Другая известная вариация на тему VGGNet – VGG-19. Различие между VGG-16 и VGG-19 состоит в том, что VGG-19 имеет на три сверточных слоя больше, чем VGG-16, на большинстве задач показывает лучшую

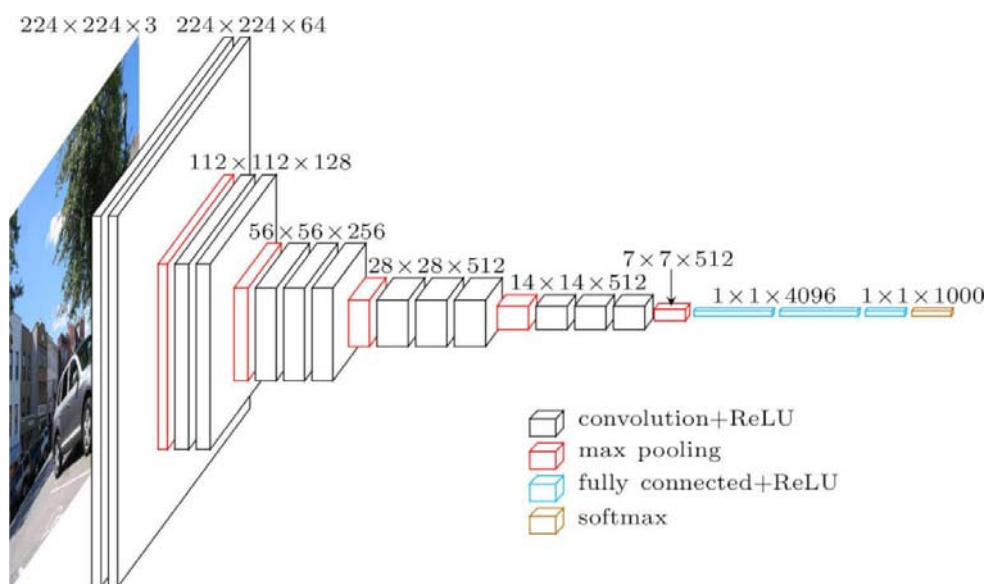


Рис. 3. Структура сети VGG-16 (иллюстрация neurohive.io)
Fig. 3. VGG-16 network structure (illustration from neurohive.io)

производительность, но требует больше вычислительных ресурсов. Структура VGG-16 показана на рис. 3.

В VGG-16 подается видеопоследовательность или изображение размерностью $224 \times 224 \times 3$ (3 цветовых канала 224×224), серые (convolution) прямоугольные блоки представляют сверточные слои; красные (max pulling) – слои, выделяющие наиболее существенные признаки; синие (fully-connected) – полносвязные слои; желтый (softmax) – слой, используемый для вероятностного прогноза признаков, ReLU (Rectified linear unit) – применяемая функция активации нейронов, снижающая вычислительные затраты на обуче-

ние. Число 16 в VGG-16 обозначает количество обучаемых – сверточных и полносвязных – слоев сети VGG.

Использование VGG в качестве энкодеров для выявления признаков контента и стиля в изображении становится возможным за счет специальной конфигурации элементов фильтрующих матриц сверточных, синапсов полносвязных слоев и обработки результатов их вычислений. Для оценок контента и стиля сегодня применяются различные меры, обычно являющиеся развитием описанных в работе [18]. Например, для оценки контента предлагается использовать

$$L_C = \frac{1}{4n_C n_H n_W} \sum_{i=1}^{n_H} \sum_{j=1}^{n_W} \sum_{k=1}^{n_C} (p_{i,j,k}^{VF'} - t_{i,j,k}^{WF})^2, \quad (1)$$

здесь $\{p_{i,j,k}\}$ – набор признаков для VF'; $\{t_{i,j,k}\}$ – набор признаков для WF; n_H , n_W – высота и ширина карты признаков (для последнего слоя признаков на рис. 3 – 7×7); n_C – число каналов (на рис. 3 $n_C = 512$); множитель перед суммой используется для нормировки;

а для оценки стиля евклидово расстояние между матрицами Грама G на последних сверточных слоях для VF' и WF

$$J_S = \frac{1}{n_C^2 (n_H n_W)^2} \sum_{i=1}^{n_C} \sum_{j=1}^{n_C} (G_{i,j}^{VF'} - G_{i,j}^{WF})^2. \quad (2)$$

Приведенные оценки (1) и (2) для последних слоев имеют смысл различия между VF' и WF. Задача определения оптимального размера трансплантата при этом формулируется как максимизация L_C при минимально возможном J_S либо минимизация J_S при максимально возможном L_C . В общем случае (применение предобученной сети VGG-16

Таблица 1
Table 1

Структура экспериментальной серии
Structure of the experimental series

Зависимые переменные	Независимые переменные			
	тип WF ₁			тип WF _{2...L}
	тип VF ₁		тип VF _{2...M}	
	LFP/HFP ₁	LFP/HFP _{2...N}		
	Оценка стиля			
Оценка контента				

необязательно) основанная на схеме рис. 1 процедура определения оптимального размера трансплантата подразумевает следующие шаги.

1. Настройка нейросетевых моделей энкодеров на выявление признаков стиля и содержания.

2. Обучение энкодеров на наборах WF, характерных для предполагаемых сцен дополненной реальности. При использовании VGG-16 сеть уже обучена на картинках с аннотированными фрагментами, содержащими изображения воздушных судов и строений.

3. Проведение серии экспериментов, каждый из которых представляет собой проход по схеме, приведенной на рис. 1. При этом в качестве независимых переменных могут использоваться соотношение LFP и HFP (управление долей трансплантата на рис. 1), тип WF и тип VF; в качестве независимых переменных могут быть использованы оценка контента (1) и оценка стиля (2) либо иные варианты расчета таких оценок. Структура экспериментальной серии иллюстрируется табл. 1.

Цель серии экспериментов – нахождение наиболее близкого расположения точек *max* (оценка контента) и *min* (оценка стиля) для выбранного диапазона LFP/HFP, которое определяет оптимальное соотношение LFP/HFP и соответствующий оптимальный размер трансплантата LFP. Необходимость экспериментирования с разными типами WF и VF ($M > 1$, $L > 1$ в табл. 1) диктуется спецификой предполагаемых сцен дополненной реальности. Шаг изменения соотношения

LFP/HFP – один дискрет пространственной частоты, целесообразно использовать нижние 5 % всех возможных соотношений. Разумный предел N числа соотношений LFP/HFP, по ряду которых находится минимум для модуля разности нормализованных значений оценок контента и стиля, выявляется по затуханию флуктуаций данных оценок.

Осложняющим фактором при определении оптимального размера трансплантата LFP (как и при спектральной трансплантации, особенно при обработке больших изображений высокого разрешения) является большая вычислительная затратность механизма двумерного дискретного преобразования Фурье, которое необходимо выполнять трижды при каждом проходе по схеме на рис. 1. Снизить остроту проблемной ситуации может использование хорошо известного в аэронавигации алгоритма Волдера [19], обеспечивающего существенное уменьшение объема вычислений при спектральном преобразовании. Алгоритм Волдера представляет собой итерационную процедуру вращения вектора вокруг начала координат, при этом на каждой итерации осуществляется поворот на угол $\arctg 2^{-i}$, где i – номер итерации (реализуется так называемым CORDIC-процессором). То обстоятельство, что преобразование Фурье также имеет геометрическую интерпретацию в виде поворотов комплексных векторов, позволяет эффективно применять алгоритм Волдера при расчете, к примеру, быстрого преобразования Фурье. Конечное число итераций алгоритма Волдера (обычно несколько десятков) приносит дополнитель-

ную погрешность в результат, однако в случае обработки изображений психофизиологические особенности зрительного анализатора позволяют пренебречь таковыми.

Заключение

Происходящий в настоящий момент переход от современных авиатренажеров виртуальной реальности к XR/AR-тренажерам отражает общий текущий тренд IT-технологий, обусловленный рядом преимуществ AR по сравнению с VR. Эти преимущества связаны с параллельным сосуществованием в AR виртуальных и реальных объектов, среди них можно выделить следующие:

- реальное расширяет виртуальное – в VR сенсорный опыт пользователя преимущественно ограничен видео- и аудиоэффектами, тогда как в AR присутствует весь спектр ощущений реального мира;
- виртуальное расширяет реальное – в AR возможно моделирование ситуаций, которые невозможно или небезопасно создавать в реальном мире, оставаясь при этом в его рамках;
- естественный интерфейс – в AR управление виртуальными объектами движением зрачков и жестами предельно упрощает взаимодействие пользователя и компьютера;
- связь между виртуальными и реальными объектами – позволяет повысить дидактическую эффективность обучающих систем.

Неслучайно указанный переход начинается именно в авиационных приложениях, поскольку нынешние VR-авиатренажеры практически исчерпали свои возможности, а VC в сценах AR обещает реализацию комплекса принципиально новых направлений обучения.

Предложенная нейросетевая модель для определения оптимального размера трансплантата при спектральной трансплантации, осуществляемой с целью обеспечения VC, позволяет решить сложную задачу усреднения при выявлении признаков стиля и контента в чрезвычайно разнообразных изоб-

ражениях, которые могут возникнуть в качестве реальной компоненты сцен дополненной реальности в авиакосмических обучающих системах новейшего поколения – тренажерах дополненной реальности. Реализация такого подхода расширит спектр XR-симуляторов (е. г., безопасное моделирование опасных ситуаций в реальной среде в учебных целях) и повысит их дидактическую эффективность.

Список литературы

1. Горбунов А.Л. Тренажер аэродромной спецтехники // Научный Вестник МГТУ ГА. 2016. № 225 (3). С. 92–97.
2. Горбунов А.Л. Визуальная когерентность в дополненной реальности // Advanced Engineering Research. 2023. № 2. С. 180–190. DOI: 10.23947/2687-1653-2023-23-2-180-190
3. Tewari A., Fried O., Thies J. и др. State of the art on neural rendering // Computer Graphics Forum. 2020. Vol. 39, iss. 2. Pp. 701–727. DOI: 10.1111/cgf.14022
4. Einabadi F., Guillemaut J., Hilton A. Deep neural models for illumination estimation and relighting: A survey // Computer Graphics Forum. 2021. Vol. 40, iss. 6. Pp. 315–331. DOI: 10.1111/cgf.14283
5. Ghasemi Y. Deep learning-based object detection in augmented reality: A systematic review / Y. Ghasemi, H. Jeong, S. Choi, J. Lee, K. Park [Электронный ресурс] // Computers in Industry. 2022. Vol. 139. ID: 103661. DOI: 10.1016/j.compind.2022.103661 (дата обращения: 05.01.2024).
6. Tu W.-C., He Q., Chien S.-Y. Real-time salient object detection with a minimum spanning tree // Proceedings of IEEE CVF Computer Vision and Pattern Recognition Conference (CVPR), 2016. Pp. 2334–2342.
7. Yang J., Yang M.-H. Top-down visual saliency via joint CRF and dictionary learning [Электронный ресурс] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. USA, RI, 2012. Pp. 2296–2303. DOI: 10.1109/CVPR.2012.6247940 (дата обращения: 05.01.2024).

8. **Rosin P.L.** A simple method for detecting salient regions // Pattern Recognition. 2009. Vol. 42, iss. 11. Pp. 2363–2371. DOI: 10.1016/j.patcog.2009.04.021

9. **Girshick R.** Rich feature hierarchies for accurate object detection and semantic segmentation / R. Girshick, J. Donahue, T. Darrell, J. Malik [Электронный ресурс] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. USA, OH, 2014. Pp. 580–587. DOI: 10.1109/CVPR.2014.81 (дата обращения: 05.01.2024).

10. **Krähenbühl P., Koltun V.** Geodesic object proposals [Электронный ресурс] // Computer Vision – ECCV 2014. ECCV 2014. Lecture Notes in Computer Science. Springer, Cham, 2014. Vol. 8693. DOI: 10.1007/978-3-319-10602-1_47 (дата обращения: 05.01.2024).

11. **Pont-Tuset J.** Multiscale combinatorial grouping for image segmentation and object proposal generation / J. Pont-Tuset, P. Arbeláez, J.T. Barron, F. Marques, J. Malik [Электронный ресурс] // IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence. 2017. Vol. 39, no. 1. Pp. 128–140. DOI: 10.1109/TPAMI.2016.2537320 (дата обращения: 05.01.2024).

12. **Zitnick C.L., Dollar P.** Edge boxes: Locating object proposals from edges [Электронный ресурс] // Computer Vision – ECCV 2014. ECCV 2014. Lecture Notes in Computer Science. Springer, Cham, 2014. Vol. 8693. DOI: 10.1007/978-3-319-10602-1_26 (дата обращения: 05.01.2024).

13. **Kuo W., Hariharan B., Malik J.** Deepbox: Learning objectness with convolutional networks [Электронный ресурс] // IEEE International Conference on Computer Vision (ICCV). Santiago, Chile, 2015. Pp. 2479–2487. DOI: 10.1109/ICCV.2015.285 (дата обращения: 05.01.2024).

14. **Pinheiro P.O.** Learning to refine object segments / P.O. Pinheiro, T.-Y. Lin, R. Collobert, P. Dollar [Электронный ресурс] // Computer Vision – ECCV 2016. ECCV 2016. Lecture Notes in Computer Science. Springer, Cham, 2016. Vol. 9905. DOI: 10.1007/978-3-319-46448-0_5 (дата обращения: 05.01.2024).

15. **Redmon J.** You only look once: Unified, real-time object detection / J. Redmon, S. Divvala, R. Girshick, A. Farhadi [Электронный ресурс] // Proceedings of IEEE CVF Computer Vision and Pattern Recognition Conference (CVPR). USA, Las Vegas, NV, 2016. Pp. 779–788. DOI: 10.1109/CVPR.2016.91 (дата обращения: 05.01.2024).

16. **Shanmugamani R.** Deep learning for computer vision. Packt Publishing, 2018. 310 p.

17. **Zhao Z.-Q.** Object detection with deep learning: A review / Z.-Q. Zhao, P. Zheng, S.-T. Xu, X. Wu [Электронный ресурс] // IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems. 2019. Vol. 30, iss. 11. Pp. 3212–3232. DOI: 10.1109/TNNLS.2018.2876865 (дата обращения: 05.01.2024).

18. **Gatys L., Ecker A., Bethge M.** A Neural algorithm of artistic style [Электронный ресурс] // Journal of Vision. 2016. Vol. 16. ID: 326. DOI: 10.1167/16.12.326 (дата обращения: 05.01.2024).

19. **Changela A., Zaveri M., Verma D.** A Comparative study on CORDIC algorithms and applications [Электронный ресурс] // Journal of Circuits, Systems and Computers. 2023. Vol. 32, no. 05. ID: 2330002. DOI: 10.1142/S0218126623300027 (дата обращения: 05.01.2024).

References

1. **Gorbunov, A.L.** (2016). Trainer of airport the specials-technician. *Civil Aviation High Technologies*, no. 225 (3), pp. 92–97. (in Russian)

2. **Gorbunov, A.L.** (2023). Visual coherence for augmented reality. *Advanced Engineering Research*, no. 2, pp. 180–190. DOI: 10.23947/2687-1653-2023-23-2-180-190 (in Russian)

3. **Tewari, A., Fried, O., Thies, J. et al.** (2020). State of the art on neural rendering. *Computer Graphics Forum*, vol. 39, issue 2, pp. 701–727. DOI: 10.1111/cgf.14022

4. **Einabadi, F., Guillemaut, J., Hilton, A.** (2021). Deep neural models for illumination estimation and relighting: A survey. *Computer Graphics Forum*, vol. 40, issue 6, pp. 315–331. DOI: 10.1111/cgf.14283

5. **Ghasemi, Y., Jeong, H., Choi, S., Lee, J., Park, K.** (2022). Deep learning-based object detection in augmented reality: A systematic review. *Computers in Industry*, vol. 139, ID: 103661. DOI: 10.1016/j.compind.2022.103661 (accessed: 05.01.2024).
6. **Tu, W.-C., He, Q., Chien, S.-Y.** (2016). Real-time salient object detection with a minimum spanning tree. In: *Proceedings of IEEE CVF Computer Vision and Pattern Recognition Conference (CVPR)*, pp. 2334–2342.
7. **Yang, J., Yang, M.-H.** (2012). Top-down visual saliency via joint CRF and dictionary learning. In: *Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition*. USA, RI, pp. 2296–2303. DOI: 10.1109/CVPR.2012.6247940 (accessed: 05.01.2024).
8. **Rosin, P.L.** (2009). A simple method for detecting salient regions. *Pattern Recognition*, vol. 42, issue 11, pp. 2363–2371. DOI: 10.1016/j.patcog.2009.04.021
9. **Girshick, R., Donahue, J., Darrel, T., Malik, J.** (2014). Rich feature hierarchies for accurate object detection and semantic segmentation. In: *Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition*, USA, OH, pp. 580–587. DOI: 10.1109/CVPR.2014.81
10. **Krähenbühl, P., Koltun, V.** (2014). Geodesic object proposals. In: *Computer Vision – ECCV 2014. ECCV 2014. Lecture Notes in Computer Science*. Springer, Cham, vol. 8693. DOI: 10.1007/978-3-319-10602-1_47 (accessed: 05.01.2024).
11. **Pont-Tuset, J., Arbeláez, P., Barron, J.T., Marques, F., Malik, J.** (2017). Multiscale combinatorial grouping for image segmentation and object proposal generation. *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, vol. 39, no. 1, pp. 128–140. DOI: 10.1109/TPAMI.2016.2537320 (accessed: 05.01.2024).
12. **Zitnick, C.L., Dollar, P.** (2014). Edge boxes: Locating object proposals from edges. In: *Computer Vision – ECCV 2014. ECCV 2014. Lecture Notes in Computer Science*. Springer, Cham, vol. 8693. DOI: 10.1007/978-3-319-10602-1_26 (accessed: 05.01.2024).
13. **Kuo, W., Hariharan, B., Malik, J.** (2015). Deepbox: Learning objectness with convolutional networks. In: *IEEE International Conference on Computer Vision (ICCV)*, Santiago, Chile, pp. 2479–2487. DOI: 10.1109/ICCV.2015.285 (accessed: 05.01.2024).
14. **Pinheiro, P.O., Lin, T.-Y., Collobert, R., Dollar, P.** (2016). Learning to refine object segment. In: *Computer Vision – ECCV 2016. ECCV 2016. Lecture Notes in Computer Science*, Springer, Cham, vol. 9905. DOI: 10.1007/978-3-319-46448-0_5 (accessed: 05.01.2024).
15. **Redmon, J., Divvala, S., Girshick, R., Farhadi, A.** (2016). You only look once: Unified, real-time object detection. In: *Proceedings of IEEE CVF Computer Vision and Pattern Recognition Conference (CVPR)*, USA, Las Vegas, NV, pp. 779–788. DOI: 10.1109/CVPR.2016.91 (accessed: 05.01.2024).
16. **Shanmugamani, R.** (2018). Deep learning for computer vision. Packt Publishing, 310 p.
17. **Zhao, Z.-Q., Zheng, P., Xu, S.-T., Wu, X.** (2019). Object detection with deep learning: A review. *IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems*, vol. 30, issue 11, pp. 3212–3232. DOI: 10.1109/TNNLS.2018.2876865 (accessed: 05.01.2024).
18. **Gatys, L., Ecker, A., Bethge, M.** (2016). A Neural algorithm of artistic style. *Journal of Vision*, vol. 16, ID: 326. DOI: 10.1167/16.12.326 (accessed: 05.01.2024).
19. **Changela, A., Zaveri, M., Verma, D.** (2023). A Comparative study on CORDIC algorithms and applications. *Journal of Circuits, Systems and Computers*, vol. 32, no. 05, ID: 2330002. DOI: 10.1142/S0218126623300027 (accessed: 05.01.2024).

Сведения об авторах

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

Ли Юньхань, аспирантка МГТУ ГА, antatanoe@gmail.com.

Information about the authors

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

Yunhan Li, Postgraduate Student, Moscow State Technical University of Civil Aviation, antatanoe@gmail.com.

Поступила в редакцию	22.03.2024	Received	22.03.2024
Одобрена после рецензирования	03.06.2024	Approved after reviewing	03.06.2024
Принята в печать	25.07.2024	Accepted for publication	25.07.2024

УДК 629.735.07

DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-4-20-33

Research of the crosswind effect on the single-rotor helicopter unintentional yaw rotation

V.V. Efimov¹, V.A. Ivchin², K.O. Chernigin¹

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

²*JSC "HELIBURO", Moscow, Russia*

Abstract: During the operation of single-rotor helicopters, aviation accidents quite frequently occur in the form of an unintentional turn or even a yaw rotation, causing, as a rule, a ground collision. Numerous researchers of this problem consider the loss of helicopter tail-rotor effectiveness due to wind effects as one of its possible causes. There is even a special term – the Loss of Tail Rotor Effectiveness (LTE) in the foreign literature. Hence, this paper deals with an attempt to determine the capacity of an unintentional single-rotor helicopter yaw rotation occurrence due to wind effects (the impact of the main rotor on the tail rotor was not considered in this paper). To solve this issue, theoretical methods (analytical calculations and computational experiments) were used. To carry out analytical calculations and computational experiments, a mathematical model of the Mi-8MTV helicopter yaw rotation dynamics was developed, on the basis of which a software package integrating the LTE module (for modeling the dynamics of rotational yaw motion of the helicopter) and OGL (for helicopter motion visualization) was created. Analytical calculations revealed that the yaw angular acceleration value monitored in-flight during an unintentional rotation can manifest itself due to the tail rotor thrust loss in the vortex-ring state. But for the development of an unintentional rotation to angles and angular velocities recorded in real flights, that kind of tail rotor thrust loss should occur during the entire turn. In computational experiments using the mentioned above software package, conditions failed to be created for that kind of thrust loss during the entire turn. Consequently, those yaw angles and angular velocities, that occurred in flights, could not be reached. The tail rotor, when blown by the wind in the investigated range of wind velocities (from 1 to 20 m/s) does not lose its effectiveness to such an extent that an unintentional rotation cannot be stopped by means of the tail rotor.

Key words: helicopter, flight dynamics, unintentional helicopter rotation, loss of tail rotor effectiveness, vortex-ring state.

For citation: Efimov, V.V., Ivchin, V.A., Chernigin, K.O. (2024). Research of the crosswind effect on the single-rotor helicopter unintentional yaw rotation. Civil Aviation High Technologies, vol. 27, no. 4, pp. 20–33. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-4-20-33

Исследование влияния бокового ветра на непреднамеренное вращение одновинтовых вертолетов по рысканию

В.В. Ефимов¹, В.А. Ивчин², К.О. Чернигин¹

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

²*АО «Хелибуро», г. Москва, Россия*

Аннотация: При эксплуатации одновинтовых вертолетов нередко возникают авиационные происшествия, заключающиеся в возникновении непреднамеренного разворота или даже вращения по рысканию, заканчивающегося, как правило, столкновением с землей. Многочисленные исследователи этой проблемы считают одной из ее возможных причин потерю эффективности рулевого винта вертолета вследствие ветровых воздействий. В иностранной литературе имеется даже специальный термин – Loss of Tail Rotor Effectiveness (LTE). В связи с этим в настоящей работе сделана попытка определения возможности возникновения непреднамеренного вращения одновинтовых вертолетов по рысканию из-за ветровых воздействий (влияние несущего винта на рулевой винт в данной работе не учитывалось). Для решения этой задачи использовались теоретические методы (аналитические расчеты и вычислительные эксперименты). Для

проведения аналитических расчетов и вычислительных экспериментов была создана математическая модель динамики вращения вертолета Ми-8МТВ по рысканию, на основе которой был создан программный комплекс, состоящий из модуля LTE (для моделирования динамики вращательного движения вертолета по рысканию) и OGL (для визуализации движения вертолета). Аналитические расчеты показали, что величина углового ускорения рыскания, наблюдаемая в полете при непреднамеренном вращении, может быть достигнута вследствие падения тяги рулевого винта на режиме вихревого кольца. Но для развития непреднамеренного вращения до углов и угловых скоростей, зафиксированных в реальных полетах, необходимо, чтобы такое падение тяги рулевого винта имело место в течение всего разворота. При вычислительных экспериментах с помощью вышеупомянутого программного комплекса не удалось создать условия для такого падения тяги в течение всего разворота и, соответственно, не удалось достичь тех углов и угловых скоростей рыскания, которые возникали в полетах. Рулевой винт при обдувке ветром в исследуемом диапазоне скоростей ветра (от 1 до 20 м/с) не теряет своей эффективности до такой степени, что с его помощью нельзя остановить непреднамеренное вращение.

Ключевые слова: вертолет, динамика полета, непреднамеренное вращение вертолета, потеря эффективности рулевого винта, вихревое кольцо.

Для цитирования: Ефимов В.В., Ивчин В.А., Чернигин К.О. Исследование влияния бокового ветра на непреднамеренное вращение одновинтовых вертолетов по рысканию // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 4. С. 20–33. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-4-20-33

Introduction

In the practice of single-rotor helicopter flight operation, aviation events of an unintentional turn and a yaw rotation occur quite frequently. This phenomenon has been known for a long time, which is confirmed by a large number of various publications on this subject, for example, [1–16]. Under certain conditions, an unintentional turn can lead to an aviation incident, including an accident. Most frequently, it occurs at takeoff and landing modes at flight mass of the helicopter close to maximum when the helicopter main rotor (MR) generates the high thrust and the considerable reaction torque accordingly, which is compensated by the torque from the tail rotor (TR) in this scheme. In this regard, many researchers consider the Loss of Tail Rotor Effectiveness (LTE) in foreign literature)), as the cause of an unintentional turn and yaw rotation occurrence since an unintentional rotation occurs exactly in the direction to which the MR reaction torque turns the helicopter, and the TR fails to respond.

An unintentional yaw rotation of the helicopter may occur due to the LTE caused by all possible kinds of failures and inadequate pilot actions, but it is very important to understand if there are conditions under which the unintentional rotation occurrence cannot be prevented by timely competent crew actions, i.e., if an unintentional rotation is a certain property of sin-

gle-rotor helicopters, which manifests itself under specific external influencing factors that do not lead to damage to their design as well as failures. Atmospheric turbulence, i.e., a wind gust or a constantly blowing wind (flow) can be such environment.

Therefore, the present work deals with an attempt to determine the capacity of the unintentional yaw rotation occurrence of single-rotor helicopters due to wind effects. Theoretical methods (analytical calculations and computational experiments) were used to solve this problem.

Analysis of the problem

The following wind-induced phenomena are considered in the literature devoted to the problem of an unintentional yaw rotation of a single-rotor helicopter¹:

1) the TR entering the vortex-ring state (VRS) due to wind blowing in the direction of the TR thrust vector (against the direction of air throwing by the helicopter rotor, on increasing the angles of attack of the blades), consequently, significant TR thrust pulsations, which disorients

¹ Loss of tail rotor effectiveness in helicopters. National transportation safety board. Safety alert SA-062. (2017). NTSB. March, 3 p. Available at: <https://vast.aero/archives/Repository/NTSB%20Bulletin%20tail%20rotor.pdf> (accessed: 12.01.2024).

the pilot [2]. Some sources also indicate a significant thrust loss in this case, e.g., [4, 9];

2) the vortex effect on the TR trailing from the MR, leading to a decrease in the TR thrust when blowing its blades on increasing the angles of attack, i.e., on generating a vortex ring. At the same time, the TR thrust can be affected by the terrain proximity due to the impact of inductive flux from the MR, flowing along the ground and interacting with the TR blades, if the TR rotates so that its blades, being in the upper position, move forward (direction of rotation F-F) [4];

3) helicopter nose-turn against the wind when blown from the rear hemisphere due to its longitudinal (vane) stability.

Let us note that, in accordance with work [4], the TR effectiveness at its interference with the MR is powerfully influenced by the TR rotation direction (the blades in the upper position can move forward – F-F or backward – F-B). If the direction of rotation is F-F, the TR thrust at interference with the MR loses significantly, and if the rotation direction is F-B, the TR thrust loses, but insignificantly. In addition to changing the angles of attack of the blades, the reduction of the total flow velocity blowing over the blade cross-sections in the case of rotation direction F-F is crucial. According to the results of the analysis of works [17, 18], we can conclude that both in the direction of rotation F-F and in the direction of rotation F-B, the TR thrust under the flow impact from the MR on increasing the angles of attack of the blades does not decrease but increases. A decrease in the TR thrust occurs when it is blown by the flow from the MR on reducing the angles of attack of the blades. Therefore, the results of the works of different researchers of the MR and TR interference contradict each other. Moreover, in any case, the MR impact on the TR is manifested in a narrow range of angles of helicopter slip due to the fact, a possible TR thrust loss will be short-term during a helicopter yaw rotation. This phenomenon in this paper will not be taken into account. In this respect, it should be noted that this phenomenon should not be neglected in the study of an unintentional yaw rotation of the helicopter, because when a vortex, trailing from the MR, hits the TR, significant pulsations of the TR thrust

occur, which can disorient the pilot and cause him to make inadequate actions with pedals, which can lead to an unintentional rotation. But in this paper, as stated above, only specific wind effects are considered, which themselves can directly cause an unintentional rotation.

Previously, the authors of this paper have conducted a study of the conditions for the unintentional yaw rotation occurrence of a single-rotor helicopter by conducting experiments with a helicopter model in a wind tunnel. In the present work, analytical calculations and computational experiments will be mainly used.

Research methods and methodology

To carry out analytical calculations and computational experiments, a mathematical model of the yaw rotation dynamics of a single-rotor helicopter was created. This mathematical model was based on the full mathematical model of flight dynamics of a single-rotor helicopter with six degrees of freedom, developed by one of the authors of this paper – V.A. Ivchin [19]. The full mathematical model of helicopter dynamics was evaluated for adequacy in the previous works of the authors of this article, and on its basis the software was created for the flight simulation facility, which is successfully used for scientific research at the M.L. Mil and N.I. Kamov National Helicopter Center.

To achieve the purpose of this paper, the full model was simplified to a model with one degree of freedom – yaw rotation. The description of this mathematical model is presented below.

Let us assume that the helicopter rotation occurs around the normal axis OY of the body axis coordinate system (neutral point is considered). Then

$$I_y \dot{\omega}_y = M_y, \quad (1)$$

where I_y – the moment of inertia of the helicopter around the normal axis OY of the body axis coordinate system;

$\dot{\omega}_y$ – the angular yaw acceleration of the helicopter;

M_y – the total moment acting on the helicop-

ter around the normal axis OY of the body axis coordinate system.

The total momentum is made up of several components:

$$M_y = M_{MR} + M_{TR} + M_a, \quad (2)$$

where M_{MR} – the MR reaction torque;

M_{TR} – the torque generated by the TR thrust;

M_a – the aerodynamic moment of the helicopter airframe.

In the general case, the MR reaction torque can be written as follows:

$$M_{MR} = M_{kpMR} + I_{TR}\dot{\omega}_{TR}, \quad (3)$$

where M_{kpMR} – the MR torque;

I_{MR} – the MR moment of inertia;

$\dot{\omega}_{MR}$ – the angular MR acceleration.

We will not consider the transients of the MR rotation, then we can consider that

$$M_{MR} = M_{kpMR}. \quad (4)$$

The MR torque can be represented as:

$$M_{kpMR} = m_{kpMR} \text{const}_T R_{MR} k_\omega^2 k_\rho, \quad (5)$$

where m_{kpMR} – the MR torque coefficient;

$\text{const}_T = 0.5 \rho_0 \sigma MR (\omega_{MR} R_{MR})_0^2$ – the MR thrust constant;

ρ_0 – air density, at which the calculation of aerodynamic rotor characteristics is performed;

$\sigma = \frac{n F_{\text{л}}}{F_{MR}}$ – total rotor-width ratio;

n – the number of blades;

$F_{\text{л}}$ – the area of a single blade;

F_{MR} – the MR rotor disk area;

$(\omega_{MR} R_{MR})_0$ – the rotor speed, at which the calculation of aerodynamic rotor characteristics is performed;

ω_{MR} – the angular velocity of the MR rotation;

R_{MR} – the MR radius;

$k_\omega = \frac{(\omega_{MR} - \omega_y) R_{MR}}{(\omega_{MR} R_{MR})_0}$;

ω_y – the angular yaw rate of the helicopter;

$k_\rho = \frac{\rho}{\rho_0}$;

ρ – air density at the current flight altitude.

The moment from the TR thrust:

$$M_{TR} = T_{TR} r_{TR}, \quad (6)$$

where T_{TR} – the TR thrust;

r_{TR} – the TR thrust arm relatively the MR axis of rotation.

The TR thrust:

$$T_{TR} = t_{TR} \text{const}_{T_{TR}} k_{\omega_{TR}}^2 k_\rho, \quad (7)$$

where t_{TR} – the TR thrust coefficient;

$\text{const}_{T_{TR}}$ – the TR thrust constant;

$k_{\omega_{TR}} = \frac{\omega_{TR}}{\omega_{TR,0}}$;

ω_{TR} – the angular velocity of the TR rotation;

$\omega_{TR,0}$ – the angular velocity of the TR rotation, at which the calculation of aerodynamic blade characteristics is performed.

The aerodynamic moment of the helicopter airframe:

$$M_a = M_{f,y} + M_{k,y}, \quad (8)$$

$M_{f,y}$ – the aerodynamic moment of the fuselage;

$M_{k,y}$ – the aerodynamic moment of the fin.

The aerodynamic moment of the fuselage:

$$M_{f,y} = 0.5 m_{f,y} \rho V^2 S_{con}, \quad (9)$$

where $m_{f,y}$ – the coefficient of the aerodynamic fuselage moment;

$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}$ – the helicopter airspeed (V_x , V_y , V_z – projections of the helicopter air speed on the axes of the body axis coordinate system);

S_{con} – the conditional characteristic area of the helicopter (usually the rotor disk area of the MR or a multiple of it is taken);

l_{con} – the conditional characteristic linear dimension of the helicopter (the MR radius is usually taken).

The aerodynamic fin moment:

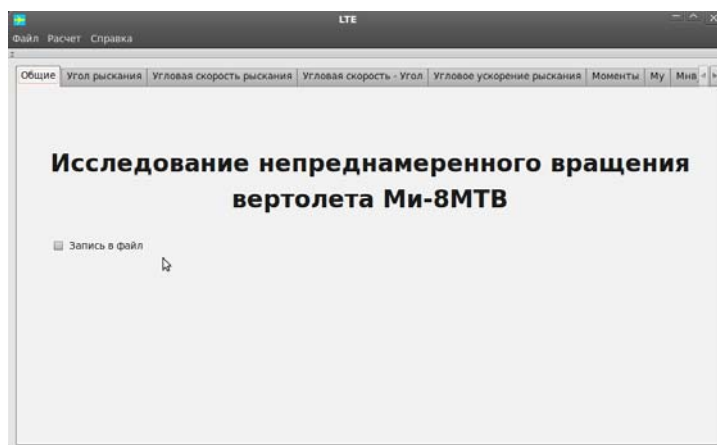


Fig. 1. The start window of the LTE module

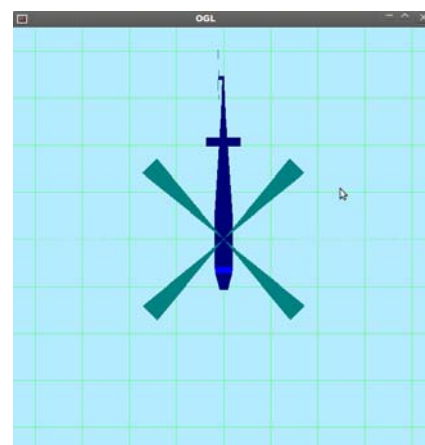


Fig. 2. The OGL module window

$$M_{k,y} = Z_k r_{k,y}, \quad (10)$$

where $Z_k = 0.5 c_{k,z} \rho V_k^2 S_k$ – the aerodynamic lateral force of the fin (the effect of blowing over the fin with the flow from the TR is not taken into account);

$c_{k,z}$ – the coefficient of the aerodynamic lateral fin force;

$V_k = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_{k,z}^2}$ – the air velocity of fin flow (V_x , V_y – projections of the helicopter air speed on the axis of the body axis coordinate system);

$V_{k,z}$ – the lateral air speed of fin flow taking into account the yaw rotation of the helicopter);

S_k – the fin area;

$r_{k,y}$ – the arm of the aerodynamic lateral force of the fin relative to the MR rotation axis.

The coefficients of aerodynamic forces and moments are specified discretely with a specific pitch in the form of multidimensional arrays depending on air linear velocities, angular velocities of a rotor and a helicopter rotation, as a whole, rotor pitch, angles of attack and helicopter slip. The intermediate values of coefficients are determined by the linear interpolation method.

Based on this mathematical model, a software package consisting of two modules was created:

- LTE – for modeling the dynamics of rotational yaw motion of the helicopter. The results of calculations are presented in the graphical and test form (fig. 1);
- OGL – to visualize helicopter movement (fig. 2).

Initial data for the calculation are assigned in the form of text files containing geometric, mass-inertial characteristics of the helicopter, arrays of aerodynamic coefficients, as well as in the form of the “flight” program, where the control actions, transmission ratios of the pilot’s model and autopilot are set. In a separate file, wind effects in the form of a constantly blowing wind or a gust are assigned.

Research results and discussion

According to some data², angular yaw velocities at an unintentional rotation can reach 165 °/s (SA341G Gazelle helicopter). Helicopter Mi-8MTV at an unintentional rotation, according to the data of one of the authors of this article, at the end of the turn, the angular velocity of about 100 °/s at an angular acceleration of 10 °/s² was recorded. It means the turn lasted approximately 10 seconds. The helicopter turned approximately 390°, i.e., made a full turn during this time.

Let us consider an abstract model case. We determine by how much the TR thrust must decrease for such a turn. We will not be interested in the cause of the thrust loss. Let us make this calculation analytically using the above-described mathematical model.

² SA341G Gazelle 1, G-HAVA. (1998). AAIB Bulletin, no: 2/98, 7 p. Available at: https://assets.publishing.service.gov.uk/media/5422f61440f0b61346000617/dft_avsafety_pdf_500862.pdf (accessed: 12.01.2024).

We will consider the steady-state mode of MR operation when $M_{mr} = M_{крMR}$. We will not take into account the aerodynamic moment of the airframe ($M_a = 0$). In this case, the condition must be satisfied:

$$I_y \dot{\omega}_y = M_{крMR} + T_{TR} r_{TR}, \quad (11)$$

Where

$$T_{TR} = (I_y \dot{\omega}_y - M_{крMR}) / r_{TR}. \quad (12)$$

The MR torque is found by formula (5). At the same time, we will assume that the total pitch of the MR is maximum. Then, for the Mi-8MTV helicopter, the torque will be $M_{крMR} \approx 15000 \text{ kgf} \cdot \text{m}$. Let us take the moment of inertia of the helicopter at its normal takeoff weight: $I_y = 8280 \text{ kgf} \cdot \text{m} \cdot \text{s}^2$. The TR thrust arm relative to the MR rotation axis is $r_{TR} = 12,7 \text{ m}$. Then, at angular acceleration $\dot{\omega}_y = 10^\circ / \text{s}^2 = 0,18 \text{ s}^{-2}$ we obtain $T_{TR} \approx 1064 \text{ kgf}$. Considering that the TR required thrust for balancing at the same MR reaction torque $T_{TR} = \frac{M_{крMR}}{r_{TR}} \approx 1181 \text{ kgf}$, we obtain the thrust loss leading to a rotation with the given angular acceleration $\Delta T_{TR} = 117 \text{ kgf}$, which is approximately 10%. Such TR thrust loss due to wind blowing on increasing the angles of attack of the blades, i.e., creating a vortex ring is quite practical, according to the results of [20]. Thus, it can be assumed that a wind gust on the right can cause commencing an unintentional yaw rotation of the helicopter. However, the question arises, if such a rotation can only result from the TR wind blowing?

It should be considered that at the very beginning of a rotation, the pilot can apply the right pedal and prevent a rotation, which is proved by the flight experiments³. As a rule, even at the maximum steady-state MR reaction torque, the balancing position of the pedals ensures a suffi-

cient forward range of the right pedal. The authors of the article have no objective data about the fact that the balancing position of the right pedal was in the manner that it was pushed to the metal in flight experiments with the wind on the right side of the flight. The computational experiments, conducted by the authors of this paper using the above-mentioned software, prove it.

At the initial stage of the computational experiment (from 0 to the 20th second), the balancing position of the helicopter with zero yaw angle is established, from the 20th second the wind begins blowing, its speed reaches the maximum value instantly and does not change until the end of the computational experiment. The cases of wind calming down when the maximum angular velocity was reached were also considered, but the angular velocity, meanwhile, abruptly decreases, and these cases were not of interest.

When conducting computational experiments, the helicopter failed to rotate to the left under any wind conditions from the right in the range from 1 to 20 m/s in increments of 1 m/s at timely actions of the pilot. The authors of the present work did not manage to do this previously with a helicopter model in a wind tunnel.

A number of computational experiments were also conducted under the condition that when the wind impact begins, the pilot does not interfere with the control, maintaining the pedal position. In this case, in a certain range of wind speeds on the right side of the flight (from 10 to 16 m/s inclusively), a turn to the left was monitored due to a decrease in the TR thrust in the VRS. Moreover, in the range of wind speeds from 10 to 12 m/s inclusively for some time after the onset of the wind effect on the right side of the flight, the helicopter turned to the left, and then turned to the right and found the equilibrium position, as in Figure 3, which shows the graph of yaw angle variation during the time under the impact of wind at a speed of 10 m/s. The yaw angle of the helicopter is positive if it turns to the left and negative if it turns to the right.

At this wind speed, the yaw to the left was maximum and amounted to more than 50°. In the range of wind speeds from 13 to 16 m/s inclusively, the helicopter turned only to the left, where it found its equilibrium position (fig. 4).

³ SA341G Gazelle 1, G-HAVA. (1998). AAIB Bulletin, no: 2/98, 7 p. Available at: https://assets.publishing.service.gov.uk/media/5422f61440f0b61346000617/dft_avsafety_pdf_500862.pdf (accessed: 12.01.2024).

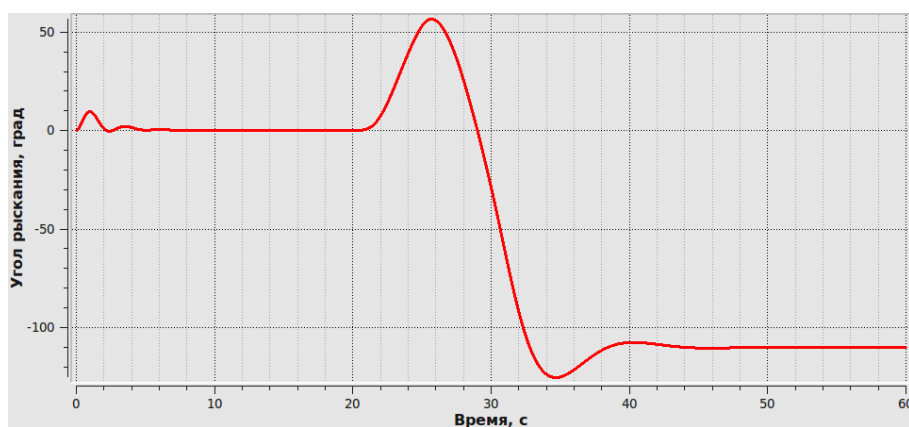


Fig. 3. Yaw angle variation under the wind impact from the right in the flight direction (wind velocity 10 m/s)

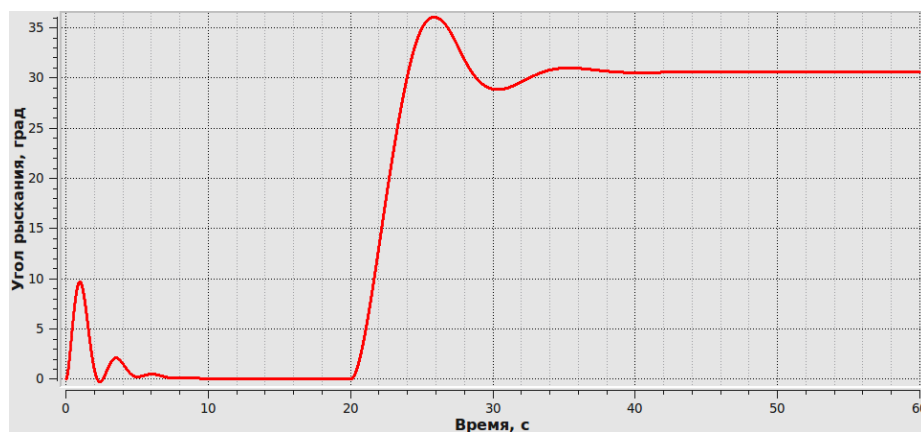


Fig. 4. Yaw angle variation under the wind impact from the right in the flight direction (wind velocity 13 m/s)

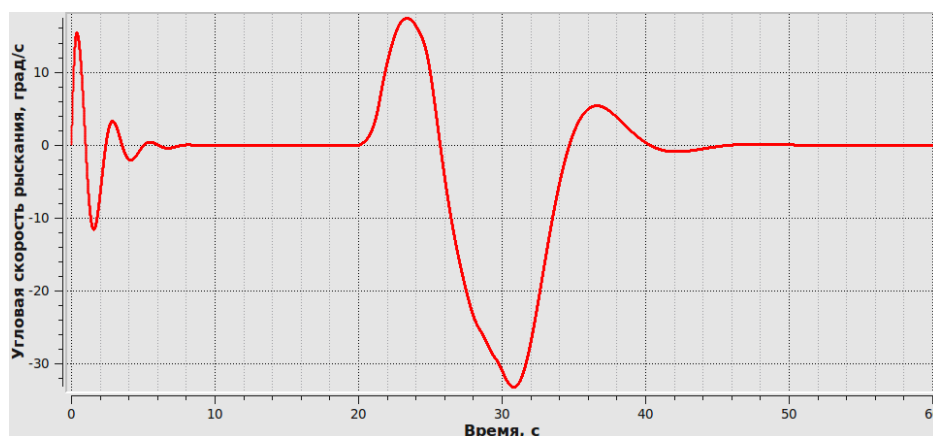


Fig. 5. Yaw rate variation under the wind impact from the right in the flight direction (wind velocity 10 m/s)

Judging by angular velocities and accelerations, their highest values at the beginning of the turn to the left occurred at wind speeds of 10 and 11 m/s, respectively (figs. 5 and 6). Moreover,

the maximum yaw rate was approximately 16 °/s, and the angular acceleration was approximately 11,5 °/с².

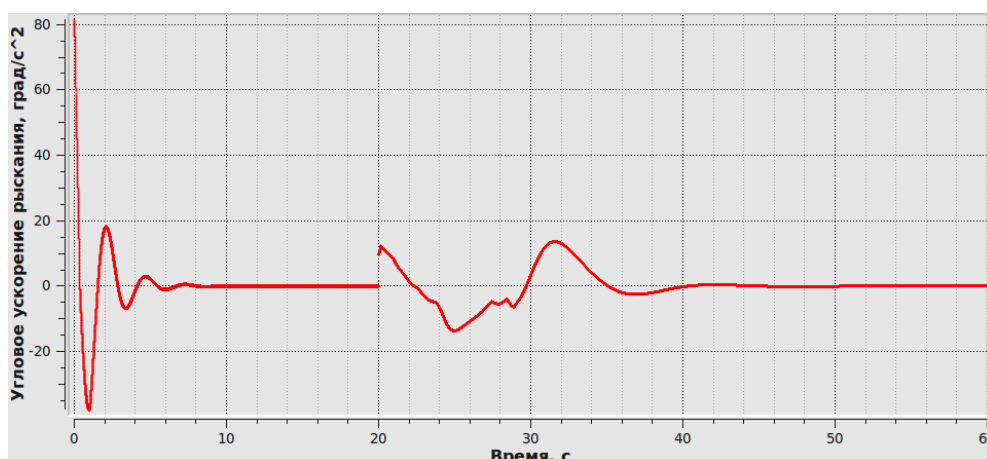


Fig. 6. Yaw angular acceleration variation under the wind impact from the right in the flight direction (wind velocity 11 m/s)

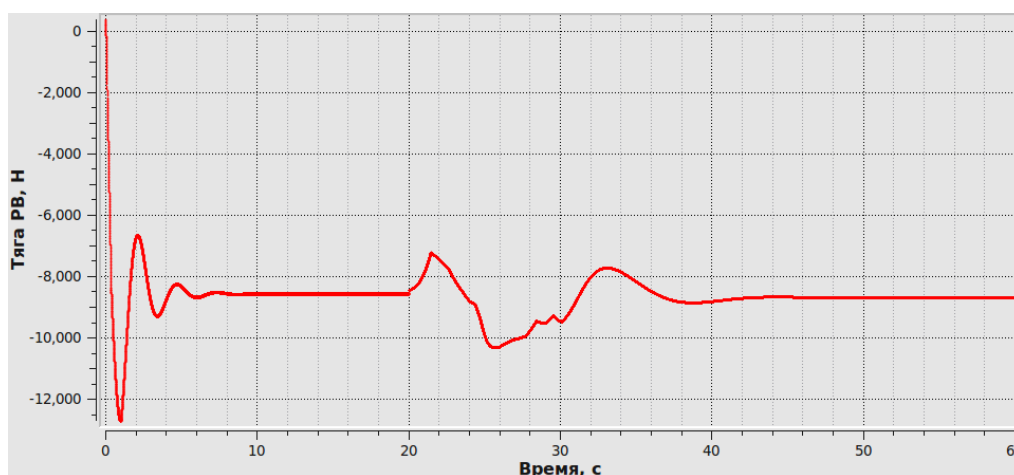


Fig. 7. Tail rotor thrust variation under the wind impact from the right in the flight direction (wind velocity 10 m/s)

As it can be seen from the results of computational experiments, when there is no pilot's intervention after the onset of the wind impact from the right side of the flight, the helicopter failed to make a full turn to the left, which was monitored in real flights supposedly due to the LTE in the VRS. However, at some values of wind speed, the helicopter turned to the left by a significant angle at a considerable angular acceleration corresponding to the acceleration in magnitude recorded in the real flight. For the development of an unintentional rotation with reaching angles and angular velocities of yaw, which are recorded in flights, the appropriate TR thrust loss is required during the entire rotation. In the conducted computational experiments,

only a short-term TR thrust loss was recorded, because the orientation of the TR relative to the vector of wind speed in the process of rotation is continuously changing, and the total blowing TR by the wind and ram air, arising from the helicopter rotation, is sufficient for the TR thrust loss only in a narrow range of yaw angles. The dependence of the TR thrust value on time under the above conditions when there is no pilot's intervention in the control during a rotation at a wind speed of 10 m/s is shown in Figure 7.

The negative value of the TR thrust indicates that it is directed to the left of the flight path. Figure 7 shows that when the wind begins impacting at the 20th second of flight, the TR thrust losses in the absolute value due to wind blowing

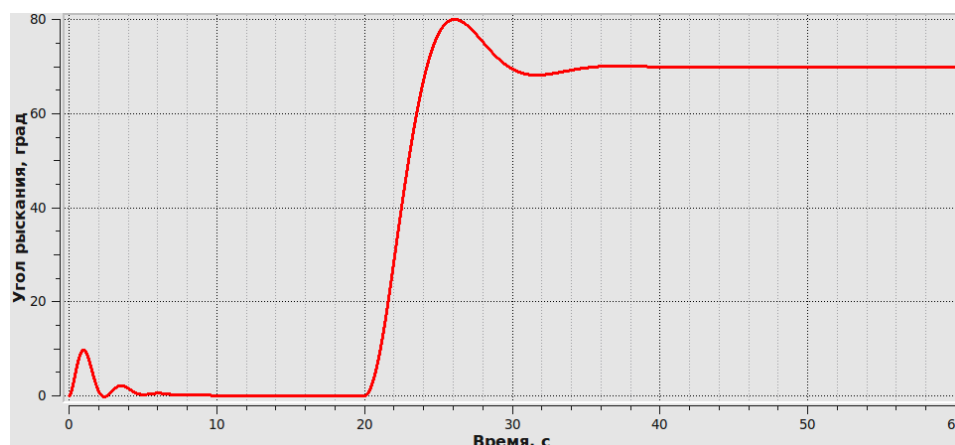


Fig. 8. Yaw angle variation under the wind impact from the left in the flight direction (wind velocity 10 m/s)

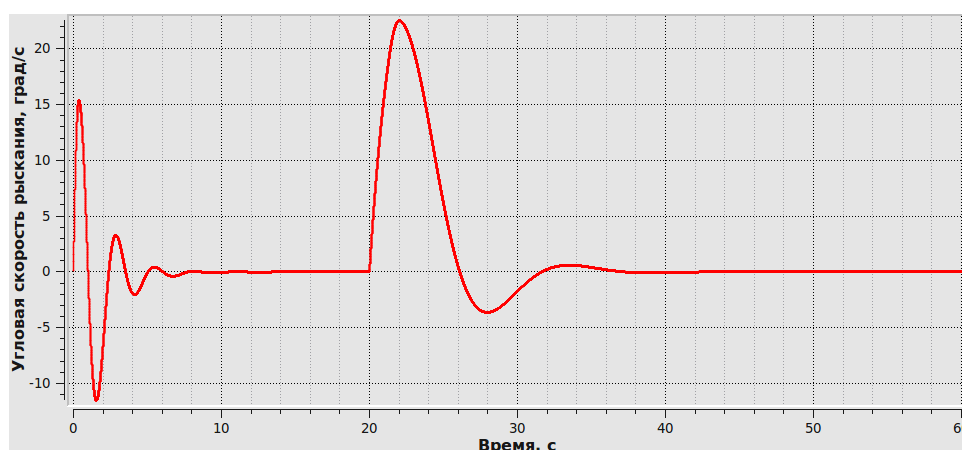


Fig. 9. Yaw rate variation under the wind impact from the left in the flight direction (wind velocity 10 m/s)

and the VRS, which leads to an unintentional turn in the absence of a pilot's reaction.

When the wind impacted on the left side of the flight in the same range of wind speeds (from 1 to 20 m/s inclusively), the helicopter turned only to the left. With timely intervention of the pilot in the control, angles of the turn were insignificant. When the pilot did not intervene in the control after the onset of the wind impact, angles, angular velocities and angular accelerations of yaw reached significant values, although even in this case, it was impractical to make the helicopter turn 360° and more without the pilot's intervention, as noted in real flights. At the same right wind speeds in magnitude (from 10 to 16 m/s inclusively), which cause a turn to the left and, accordingly, are the most dangerous in this

wind direction, the left wind led to significantly larger yaw angles to the left at much higher angular velocities and accelerations. For example, as can be seen in the above Figure 3, the right wind at a speed of 10 m/s resulted in a temporary yaw angle to the left at a maximum angle of about 57°, after which the helicopter turned to the right without the pilot's intervention. The maximum angular velocity of the turn to the left was approximately 17 °/s, and the angular acceleration was approximately 11 °/s². At the same left wind speed, the helicopter turned to the left at a yaw angle of approximately 80° and then remained in a balancing position at an angle of approximately 70° (fig. 8). In this case, the maximum angular velocity of the left turn was approximately 23 °/s (fig. 9), and the angular ac-

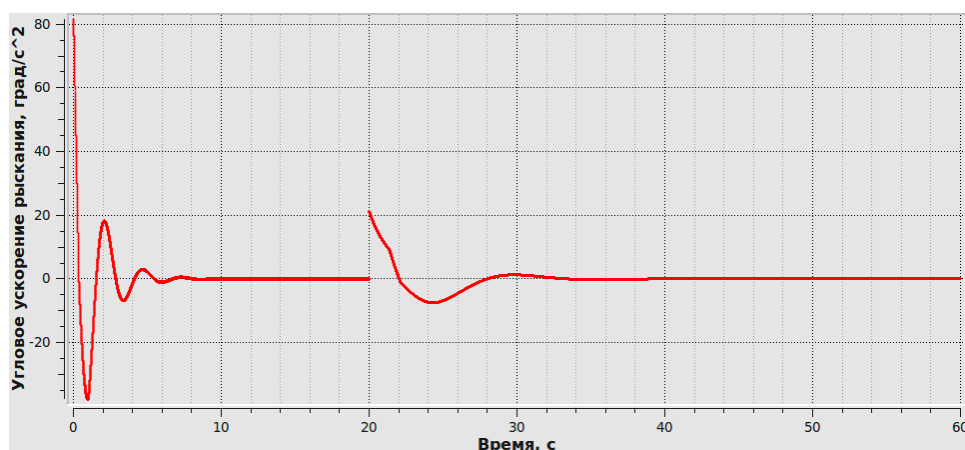


Fig. 10. Yaw angular acceleration variation under the wind impact from the left in the flight direction (wind velocity 10 m/s)

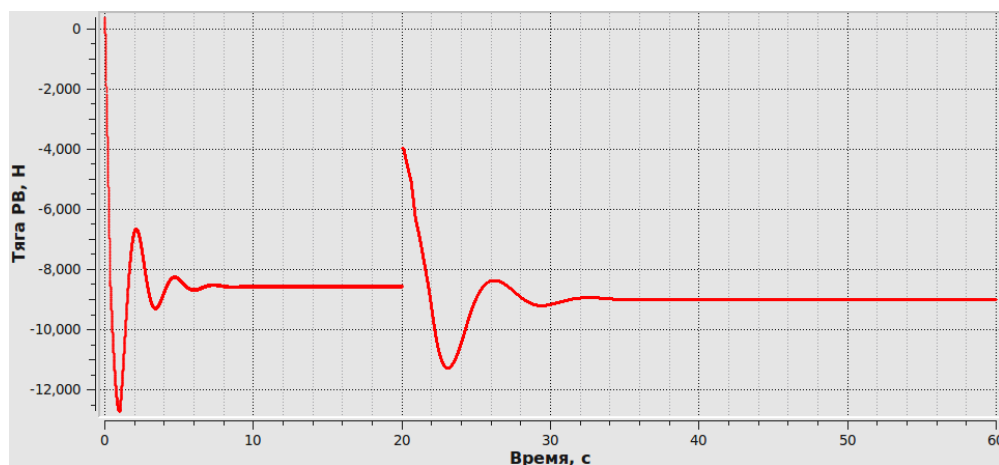


Fig. 11. Tail rotor thrust variation under the wind impact from the left in the flight direction (wind velocity 20 m/s)

celeration amounted to approximately $21 \text{ }^\circ/\text{s}^2$ (fig. 10). At the maximum left wind speed (20 m/s), considered in the computational experiments, the maximum yaw angle to the left was approximately 90° , the balance angle was approximately 74° , the yaw angular velocity was approximately $38 \text{ }^\circ/\text{s}$, and the angular acceleration amounted to approximately $43 \text{ }^\circ/\text{s}^2$. At the given right wind speed, the helicopter was no longer turning left at all. To be based on these results, the left wind is significantly more dangerous than the right wind from the point of view of initiation of an unintentional yaw rotation of the helicopter, all other conditions being equal.

Apparently, this can be explained by the fact that, firstly, the left wind always leads to a de-

crease in the TR thrust due to a decrease in the angles of attack of the blades, and this decrease in thrust, other conditions being equal, is more substantial than its decrease in the wind on the right, causing the VRS, which is monitored only in a relatively narrow range of wind speeds. The dependence of the TR thrust value on time in the absence of pilot's intervention in the control during the rotation at a wind speed of 10 m/s on the left is shown in Figure 11. If we compare this graph with the one shown in Figure 7, it can be seen that, in this case, the TR thrust loss is greater than in the right wind, and that led to greater in magnitude angular accelerations and angular velocities in the left wind. At the maximum wind speed on the left, considered in the computational experiments – 20 m/s, the TR thrust loses

when the wind begins impacting by more than 50% (fig. 11). Such a loss in the thrust at the vortex ring could not be recorded under any conditions.

Secondly, the vane (longitudinal) stability of the helicopter airframe contributes to the left rotation under the wind conditions on the left, while it prevents the left rotation under the right wind conditions.

The obvious danger of the right wind lies in the fact that with increasing wind speed there is no monotonicity of change in the TR thrust: it, first, increases then decreases in the vortex ring, and then increases again. This thrust behavior disorients the pilot. In addition, at the VRS, the TR thrust pulsations are monitored, which leads to helicopter oscillations and complicates helicopter piloting as well. Unfortunately, the above-described mathematical model of helicopter dynamics does not reproduce thrust oscillations on the VRS and does not simulate the pilot's behavior, so rather obviously, it is impractical to introduce the helicopter into an unintentional left rotation.

There is another aspect that is referred to by the researchers of an unintentional helicopter rotation, which is the impact of the inductive flux of the MR on the TR. However, this effect, to be based on the works of other authors considered above, is reduced mainly to the fact that the VRS is shifted toward lower wind speeds than in the case of the isolated TR wind blowing, and this effect is manifested in a narrow range of helicopter slip angles and wind speeds.

Conclusion

This paper presents the results of analytical calculations and computational experiments using software developed by the authors, aimed at investigating an unintentional yaw rotation of single-rotor helicopters without considering the inductive effect of the MR on the TR.

Analytical calculations have shown that the yaw angular acceleration value monitored in-flight during an unintentional rotation can be reached due to the TR thrust loss in the VRS. However, to develop an unintentional rotation to

angles and angular velocities recorded in real flights, such TR thrust loss should occur during the entire turn, which is sometimes performed at 360° and greater. In computational experiments, when the virtual pilot is involved in the control after the onset of the wind impact and when the pilot does not move the pedals, the yaw angles, and angular velocities, that occurred in-flight, could not be reached. The TR, when blown by the wind, does not lose its effectiveness to the extent when an unintentional rotation cannot be prevented.

Apparently, unintentional turns of the helicopter at yaw angles of more than 90° cannot occur without the pilot's intervention, i.e., without unintentional or intentional (but erroneous, caused, for example, by the TR thrust pulsations or violation of the monotonicity of the thrust value variation by wind speed) pushing the left pedal forward.

The computational experiments, carried out in the present work, have also revealed that the wind on the left can be more dangerous than the wind on the right, leading to the VRS on the TR, because the value of the TR thrust loss in the left wind, other things being equal, is greater than in the right wind, because the left wind is always, in any magnitude, leads to the TR thrust loss due to a decrease in the angles of attack of its blades, and the right wind can lead to the thrust loss only in the VRS, which occurs in a narrow range of speeds and by a value smaller than that of the left wind, which is equal in speed. Moreover, the left wind contributes to the left rotation due to the corresponding action of the aerodynamic moment of the helicopter airframe due to the presence of its vane (longitudinal) stability.

For further and more detailed consideration of the problem concerning an unintentional yaw rotation of a single-rotor helicopter, studies are necessary on a flight simulator with software that adequately simulates all the necessary modes of helicopter operation, its elements and their interaction, or on a turnover stand using a real helicopter and artificial air flow, for example, in a full-scale wind tunnel. Flight experiments can represent a significant hazard and can lead to catastrophic consequences. The tendency to ensure their safety will obviously lead to re-

strictions that will not allow us to adequately reproduce all the applicable modes and obtain replies to the issues.

References

1. **Captain Hewetson, M.J.T.** (1980). Tail Rotor Breakaway. *US Army Aviation Digest*, vol. 26, no. 6, pp. 40–41.
2. **Captain Snellen, D.M.** (1984). Loss of tail rotor effectiveness. Why it occurs. *US Army Aviation Digest*, vol. 30, no. 9, pp. 31–35.
3. **Animitsa, V.A., Leontiev, V.A.** (2011). About “spontaneous” rotation of single rotor helicopters. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*, no. 172, pp. 96–102. (in Russian)
4. **Braverman, A.S., Vayntrub, A.P.** (1988). Helicopter dynamics. Extreme flight modes. Moscow: Mashinostroyeniye, 280 p. (in Russian)
5. **Leont'ev, V.A., Krymskii, V.S., Ignatkin, Y.M., Makeev, P.V.** (2017). Computational-experimental studies of tail rotor characteristics at helicopter yawing rotation mode. *Trudy MAI*, no. 93, 23 p. Available at: https://www.trudymai.ru/upload/iblock/75b/leontev_krymskiy_ignatkin_makeev_rus.pdf?lang=ru&issue=93 (accessed: 20.11.2023). (in Russian)
6. **Volodko, A.M.** (1988). Fundamentals of helicopter aerodynamics and flight dynamics. Moscow: Transport, 342 p. (in Russian)
7. **Volodko, A.M.** (1992). Helicopter in abnormal situation. Moscow: Transport, 262 p. (in Russian)
8. **Volodko, A.M.** (2007). Helicopter in complicated operating conditions. Moscow: KDU, 232 p. (in Russian)
9. **Belichenko, I.A.** (2000). Spontaneous rotation. *Vertolet*, no. 1, pp. 24–25. (in Russian)
10. **Ignatkin, Y.M., Makeyev, P.V., Shomov, A.I.** (2014). Computational modeling of aerodynamic interference of helicopter main and tail rotors at the special flight regimes. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*, no. 200, pp. 47–54. (in Russian)
11. **Roh, N., Park, D., Oh, S.** (2018). Investigation on loss of tail-rotor effectiveness of helicopter with ducted fan tail rotor. *44th European Rotorcraft Forum*, Delft, The Netherlands 18–21 September, no. 1, pp 94–104.
12. **Dequin, A-M.** (2019). The myth of losing tail rotor effectiveness. *45th European Rotorcraft Forum*, Warsaw, Poland, 17–20 September, vol. 1, pp. 1064–1078.
13. **Saleh, J.H., Xu, Z., Guvir, A.I. et al.** (2022). Data-driven analysis and new findings on the loss of tail rotor effectiveness in helicopter accidents. *Scientific Reports*, vol. 12, ID: 2575. DOI: 10.1038/s41598-022-06647-0 (accessed: 20.11.2023).
14. **Saleh, J.H., Tikayat, R.A., Zhang, K.S., Churchwell, J.S.** (2019). Maintenance and inspection as risk factors in helicopter accidents: Analysis and recommendations. *PLoS One*, 27 p. DOI: 10.1371/journal.pone.0211424 (accessed: 20.11.2023).
15. **Bates, N.** (2016). The LTE myth. *HeliSimmer.com*. Available at: <https://www.helisimmer.com/articles/the-lte-myth> (accessed: 20.11.2023).
16. **Head, E.** (2022). Unpacking the myth of loss of tail rotor effectiveness. *Vertical*. Available at: <https://verticalmag.com/features/unpacking-the-myth-of-loss-of-tail-rotor-effectiveness/> (accessed: 20.11.2023).
17. **Ignatkin, Y.M., Makeev, P.V., Shomov, A.I.** (2015). Aerodynamic interference of helicopters main and tail rotor at horizontal yawed flight. *Trudy MAI*, no. 82, 23 p. Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=58605&referer=https%3A%2F%2Fya.ru%2F> (accessed: 20.11.2023). (in Russian)
18. **Ignatkin, Y.M., Makeev, P.V., Shomov, A.I.** (2016). Computational modeling of interference between helicopter main and tail rotors based on nonlinear blade vortex model. *Russian Aeronautics*, vol. 59, no. 1, pp. 44–55.
19. **Ivchin, V.A., Chertok, O.L.** (2010). New mathematical model of helicopter dynamics for simulators and flight stands // *Vertolety. Trudy opytno-konstruktorskogo byuro Moskovskogo vertoletnogo zavoda imeni M.L. Milya*. Moscow: Mashinostroyeniye, pp. 280–297. (in Russian)
20. **Efimov, V.V., Chernigin, K.O.** (2022). Vortex ring state as a cause of a single-rotor helicopter unanticipated yaw. *Aerospace Systems*,

vol. 5, pp. 413–418. DOI: 10.1007/s42401-021-00128-4

Список литературы

1. **Captain Hewetson M.J.T.** Tail Rotor Breakaway // US Army Aviation Digest. 1980. Vol. 26, no. 6. Pp. 40–41.
2. **Captain Snellen D.M.** Loss of tail rotor effectiveness. Why it occurs // US Army Aviation Digest. 1984. Vol. 30, no. 9. Pp. 31–35.
3. **Анимица В.А., Леонтьев В.А.** О «самопроизвольном» вращении одновинтовых вертолетов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2011. № 172. С. 96–102.
4. **Браверман А.С., Вайнтриб А.П.** Динамика вертолета. Предельные режимы полета. М.: Машиностроение, 1988. 280 с.
5. **Леонтьев В.А.** Расчетно-экспериментальные исследования характеристик рулевого винта при вращении вертолета вокруг вертикальной оси / В.А. Леонтьев, В.С. Крымский, Ю.М. Игнаткин, П.В. Макеев [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2017. № 93. 23 с. URL: https://www.trudymai.ru/upload/iblock/75b/leontev_krymskiy_ignatkin_makeev_rus.pdf?lang=ru&issue=93 (дата обращения: 20.11.2023).
6. **Володко А.М.** Основы аэродинамики и динамики полета вертолетов. М.: Транспорт, 1988. 342 с.
7. **Володко А.М.** Вертолет в особой ситуации. М.: Транспорт, 1992. 262 с.
8. **Володко А.М.** Вертолет в усложненных условиях эксплуатации. М.: КДУ, 2007. 232 с.
9. **Беличенко И.А.** Самопроизвольный разворот // Вертолет. 2000. № 1. С. 24–25.
10. **Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И.** Численное исследование аэродинамической интерференции несущего и рулевого винтов вертолета на особых режимах полета // Научный Вестник МГТУ ГА. 2014. № 200. С. 47–54.
11. **Roh N., Park D., Oh S.** Investigation on loss of tail-rotor effectiveness of helicopter with ducted fan tail rotor // 44th European Rotorcraft Forum. The Netherlands, Delft, 18–21 September 2018. No. 1. Pp. 94–104.
12. **Dequin A.-M.** The myth of losing tail rotor effectiveness // 45th European Rotorcraft Forum. Warsaw, Poland, 17–20 September 2019. Vol. 1. Pp. 1064–1078.
13. **Saleh J.H., Xu Z., Guvir A.I. et al.** Data-driven analysis and new findings on the loss of tail rotor effectiveness in helicopter accidents [Электронный ресурс] // Scientific Reports. 2022. Vol. 12. ID: 2575. DOI: 10.1038/s41598-022-06647-0 (дата обращения: 20.11.2023).
14. **Saleh J.H.** Maintenance and inspection as risk factors in helicopter accidents: Analysis and recommendations / J.H. Saleh, R.A. Tikayat, K.S. Zhang, J.S. Churchwell [Электронный ресурс] // PLoS One. 2019. 27 p. DOI: 10.1371/journal.pone.0211424 (дата обращения: 20.11.2023).
15. **Bates N.** The LTE myth [Электронный ресурс] // HeliSimmer.com. 2016. URL: <https://www.helisimmer.com/articles/the-lte-myth> (дата обращения: 20.11.2023).
16. **Head E.** Unpacking the myth of loss of tail rotor effectiveness [Электронный ресурс] // Vertical. 2022. URL: <https://verticalmag.com/features/unpacking-the-myth-of-loss-of-tail-rotor-effectiveness/> (дата обращения: 20.11.2023).
17. **Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И.** Интерференция несущего и рулевого винтов вертолета при полете со скольжением [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2015. № 82. 23 с. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=58605&referer=https%3A%2F%2Fgya.ru%2F> (дата обращения: 20.11.2023).
18. **Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И.** Численное моделирование интерференции несущего и рулевого винтов вертолета на базе нелинейной лопастной вихревой модели // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2016. № 1. С. 41–47.
19. **Ивчин В.А., Черток О.Л.** Новая математическая модель динамики вертолета для тренажеров и пилотажных стендов // Вертолеты. Труды опытно-конструкторского бюро Московского вертолетного завода имени М.Л. Миля. М.: Машиностроение, 2010. С. 280–297.

20. Efimov V.V., Chernigin K.O. Vortex ring state as a cause of a single-rotor helicopter unanticipated yaw // Aerospace Systems. 2022.

Vol. 5. Pp. 413–418. DOI: 10.1007/s42401-021-00128-4

Information about the authors

Vadim V. Efimov, Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Professor of the Aircraft Aerodynamics and Structures Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, v.efimov@mstuca.aero.

Valeriy A. Ivchin, Candidate of Technical Sciences, Lead Engineer, JSC “HELIBURO”, valivchin@mail.ru.

Konstantin O. Chernigin, Senior Lecturer of the Aircraft Aerodynamics and Structures Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, k.chernigin@mstuca.aero.

Сведения об авторах

Ефимов Вадим Викторович, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, v.efimov@mstuca.aero.

Ивчин Валерий Андреевич, кандидат технических наук, ведущий инженер АО «Хелибюро», valivchin@mail.ru.

Чернигин Константин Олегович, старший преподаватель кафедры аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, k.chernigin@mstuca.aero.

Поступила в редакцию	11.04.2024	Received	11.04.2024
Одобрена после рецензирования	18.05.2024	Approved after reviewing	18.05.2024
Принята в печать	25.07.2024	Accepted for publication	25.07.2024

УДК 658.71.08,519.87

DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-4-34-49

Метод выявления актуальных тем тренажерной подготовки пилотов на основе кластеризации отчетов по безопасности полетов

З.Р. Заббаров^{1,2}, А.К. Волков²

¹ПАО «Аэрофлот – российские авиалинии», г. Москва, Россия

²Ульяновский институт гражданской авиации имени Главного маршала авиации Б.П. Бугаева, г. Ульяновск, Россия

Аннотация: Технологии обработки естественного языка (natural language processing – NLP) в одном из своих применений обеспечивают эффективное исследование закономерностей и тенденций в больших наборах текстовых данных. Текстовые данные по безопасности полетов, представленные в виде отчетов по расследованию авиационных происшествий, являются перспективным объектом для извлечения новой полезной информации, которую можно использовать как при управлении безопасностью полетов, так и в рамках тренажерной подготовки. В данной работе рассматриваются вопросы применения технологий NLP для исследования корпуса отчетов по безопасности полетов ПАО «Аэрофлот – российские авиалинии». Целью исследования является разработка метода выявления актуальных тем тренажерной подготовки пилотов. Представлен анализ существующих зарубежных исследований в области интеллектуального анализа текстовой информации в гражданской авиации. Выявлено, что за рубежом активно применяют технологии NLP для изучения отчетов по безопасности полетов. В статье представлена схема метода выявления актуальных тем тренажерной подготовки пилотов, основанного на кластеризации отчетов по безопасности полетов. Описаны процедуры предварительной обработки текста и построение его векторного пространства. Научной новизной подхода является то, что в отличие от предыдущих работ предлагается использовать полное векторное представление отчетов по безопасности полетов, которое строится объединением матриц тематических и семантических векторов. Проведена апробация предложенного метода. Анализируемый корпус текстов составил 1080 отчетов. В результате применения алгоритма кластеризации были идентифицированы 36 кластеров, которые затем были визуализированы с помощью алгоритма t-распределенного стохастического эмбединга соседей (t-distributed Stochastic Neighbor Embedding – t-SNE). Практическая значимость результатов исследования заключается в том, что подход, основанный на кластеризации отчетов, позволит проводить более глубокий анализ отчетов по безопасности полетов, что может упростить и ускорить работу как специалистов по управлению безопасностью полетов, так и инструкторов по тренажерной подготовке пилотов.

Ключевые слова: безопасность полетов, тренажерная подготовка, отчет, кластеризация, обработка естественного языка, тематическое моделирование, модель Doc2Vec.

Для цитирования: Заббаров З.Р., Волков А.К. Метод выявления актуальных тем тренажерной подготовки пилотов на основе кластеризации отчетов по безопасности полетов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 4. С. 34–49. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-4-34-49.

A method for identifying relevant topics of pilot simulator training based on clustering of flight safety reports

Z.R. Zabbarov^{1,2}, A.K. Volkov²

¹Public Joint Stock Company “Aeroflot – Russian Airlines”, Moscow, Russia

²Ulyanovsk Civil Aviation Institute named after Air Chief Marshal B.P. Bugaev, Ulyanovsk, Russia

Abstract: Natural language processing (NLP) technologies, in one of their applications, provide effective research of patterns and trends in large sets of textual data. Textual safety data presented in the form of accident investigation reports is a promising object for extracting new useful information that can be used both in flight safety management and in the framework of simulator training.

This paper discusses the application of NLP technologies for the study of the body of flight safety reports of PJSC Aeroflot – Russian Airlines. The aim of the work is to develop a method for identifying relevant topics of simulator training for pilots. The paper presents an analysis of existing foreign works in the field of intellectual analysis of textual information in civil aviation. It has been revealed that NLP technologies are actively used abroad to study flight safety reports. The paper presents a scheme of a method for identifying relevant topics of pilot simulator training based on clustering of flight safety reports. The procedures of text preprocessing and the construction of its vector space are described. The scientific novelty of the approach is that, unlike previous works, it is proposed to use a full vector representation of flight safety reports, which is built by combining matrices of thematic and semantic vectors. The proposed method has been tested. The analyzed corpus of texts amounted to 1080 reports. As a result of the clustering algorithm, 36 clusters were identified, which were then visualized using the algorithms t-distributed stochastic embedding of neighbors (t-SNE). The practical significance of the research results lies in the fact that the approach based on clustering of reports will allow for a more in-depth analysis of flight safety reports, which can simplify and speed up the work of both safety management specialists and flight simulator instructors.

Key words: flight safety, simulator training, report, clustering, natural language processing, thematic modeling, Doc2Vec model.

For citation: Zabbarov, Z.R., Volkov, A.K. (2024). A method for identifying relevant topics of pilot simulator training based on clustering of flight safety reports. Civil Aviation High Technologies, vol. 27, no. 4, pp. 34–49. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-4-34-49

Введение

С появлением больших объемов данных и постоянно растущей компьютерной мощности области применения технологий искусственного интеллекта за последние годы значительно расширились. Применение данных технологий в основном связано с разработкой моделей глубокого и машинного обучения для обнаружения объектов и классификации изображений, обработки текстовых, голосовых и видеоданных. В настоящее время на воздушном транспорте генерируется много информации на естественном языке (к примеру, окончательные или промежуточные отчеты по расследованию авиационных происшествий, добровольные сообщения и др.). При этом ручной анализ таких текстовых данных обычно сложен и требует значительных вложений в человеческие ресурсы. В связи с этим регулирующие органы, к примеру Европейское агентство безопасности полетов¹, обращают внимание на потенциал технологий искусственного интеллекта в развитии гражданской авиации. Также Национальный совет по безопасности на транспорте Соединенных Штатов Америки (National Transportation Safety Board – NTSB) видит

прикладную ценность технологий NLP в решении задач в области управления безопасностью полетов [1]. Используя технологии NLP, заинтересованные стороны могут получить ценную информацию о причинах человеческих ошибок в авиации и разработать инновационные подходы для решения этих проблем. Применение технологий NLP также поможет дополнить существующие инструменты организации тренажерной подготовки пилотов, тем более что ИКАО рекомендует внедрять подход к подготовке на основе фактических данных² (Evidence-Based Training – EBT). Такой подход предполагает определение, развитие и оценку компетенций, необходимых пилотам для выполнения своей деятельности на основе анализа фактических данных, собранных в ходе их обучения и эксплуатации парка воздушных судов. В отличие от существующих программ тренажерной подготовки, предполагающих наличие формализованных сценариев подготовки, программа EBT предполагает повышение уровня индивидуализации данных сценариев. В связи с этим существует потребность во внедрении моделей машинного и глубокого обучения, основанных на технологиях NLP, которые помогут реализовать программу EBT в авиакомпаниях.

¹ EASA-AI-Roadmap [Электронный ресурс] // EASA. 2020. 33 p. URL: <https://www.lboro.ac.uk/media/wwlboroacuk/content/avrrc/downloads/EASA-AI-Roadmap-v1.0.pdf> (дата обращения: 20.01.2024).

² DOC 9995: AN/497 Руководство по подготовке персонала на основе анализа фактических данных. 1-е изд. // ИКАО, 2013. 170 с.

Целью настоящей статьи является создание подхода, основанного на технологиях NLP, для кластеризации текстовых описаний отчетов по безопасности полетов, чтобы разработать метод выявления актуальных тем тренажерной подготовки пилотов.

Обзор существующих научных работ

Общая проблема извлечения полезной информации из текстовых данных не нова и широко отражается в различных областях исследований, таких как здравоохранение, IT-сфера, сфера услуг и т. д. С этой точки зрения проанализируем исследования, в которых предпринимались попытки извлечь информацию из отчетов по безопасности полетов с использованием технологий NLP.

В работе [2] реализована кластеризация 931 текстового фрагмента отчетов, содержащих системные сбои и неисправности, собранные гражданской авиацией Китайской Народной Республики в 2017 году. Построение векторного пространства текста осуществлялось с использованием метода «частота документов, обратная частоте терминов» (Term Frequency – Inverse Document Frequency – TF-IDF). В качестве алгоритма кластеризации авторы использовали метод *k*-средних. Визуализация полученных кластеров проводилась с использованием метода многомерного шкалирования.

В статье [3] технологии обработки естественного языка применяются к отчетам по безопасности полетов авиакомпании Air France. Авторы предложили оригинальный подход, основанный на применении лингвистического анализа текста для кодирования текстовой информации с последующей классификацией отчетов. В результате предложен метод автоматического анализа текста с целью вычисления оценки сходства между любыми двумя отчетами в коллекции путем сравнения их описательных частей. В сочетании с хронологической информацией данный метод позволяет выявлять новые риски или необычную частоту известных рисков безопасности полетов.

В работе [4] рассматривается задача кластеризации базы данных системы отчетности по безопасности полетов (Aviation Safety Reporting System – ASRS), разработанной и поддерживаемой Национальным управлением по авионавигации и исследованию космического пространства Соединенных Штатов Америки. ASRS представляет собой большую базу данных добровольно сообщаемых описаний событий, связанных с безопасностью полетов, и обеспечивает средство анализа того, как различные условия полета влияют на его характер и исход. К настоящему времени включает в себя более миллиона деидентифицированных добровольно представленных отчетов, описывающих инциденты на коммерческих воздушных рейсах. Задача кластеризации и визуализации отчетов решалась с помощью комбинации метода *k*-средних и алгоритма t-SNE соответственно. В результате применения метода было выявлено 10 основных кластеров и в общей сложности 31 подкластер.

В статье [5] представлена методология, которая может использовать авиационные текстовые данные для выявления высокоуровневых причин задержек и отмен рейсов, используя задержки в качестве показателя операционной неэффективности. Набор данных извлекается из ASRS (4 195 отчетов). Векторное пространство признаков текста строится на основе использования модели «мешка» слов (Bag-of-Words – BoW) и метода TF-IDF. Задача кластеризации и визуализации отчетов решается аналогично [2], с использованием метода *k*-средних и алгоритма t-SNE. В результате выявлено семь основных кластеров и в общей сложности 23 подкластера.

В работе [6] предложена система анализа и классификации человеческого фактора (Human Factor Analysis and Classification System, HFACS). Для векторного представления документов использовались два подхода: метод TF-IDF и технология Doc2Vec. Для решения задачи классификации авторы использовали метод полууправляемого присваивания меток (Semi-supervised Label Spreading – LS) и метод опорных векторов (Support

Vector Machine – SVM). В работе³ представлен подход к автоматической классификации отчетов по безопасности полетов с применением машинного обучения. Предложенная модель способна классифицировать отчеты по семи классам. Набор данных обучения модели составил 19 815 отчетов. В качестве классификатора использовался LightGBM, реализующий деревья принятия решений с градиентным бустингом. Векторное представление отчетов строилось с использованием методов частоты терминов (Term Frequency – TF) и TF-IDF.

В статье [7] описывается применение структурного тематического моделирования (Structural Topic Modeling – STM) к данным ASRS, охватывающим инциденты, произошедшие в период с января 2010 года по апрель 2015 года. STM – это форма тематического моделирования, предполагающая вероятностный способ описания документов в терминах тем [7]. STM является обобщением более часто используемых моделей скрытого распределения Дирихле (Latent Dirichlet Allocation – LDA) и коррелированных тематических моделей.

В работе [8] показана возможность анализа корпуса ASRS в поисках первичных индикаторов проблем безопасности полетов. Для этого авторы адаптировали подход анализа тональности текста. При этом делается предположение, что субъективные слова (несколько слов или фраз, используемых в негативном контексте) в отчетах либо являются прямыми причинами, либо связаны с первопричиной инцидента.

В исследовании [9] авторы проанализировали отчеты об инцидентах ASRS на предмет извлечения информации о положительных действиях авиационного персонала в чрезвычайных ситуациях. В последующем предполагалась классификация отчетов по безопасности по выявленному человеческому фактору.

Таким образом, в настоящее время за рубежом активно применяют технологии NLP для анализа текстовой информации в гражданской авиации (в частности, отчетов по безопасности полетов). С точки зрения российских научных публикаций авторам статьи не удалось найти каких-нибудь работ по этой теме. Это в свою очередь дополнительно подтверждает актуальность данной статьи. Разработка и внедрение инструментов анализа текстовых данных в гражданской авиации на основе технологий NLP позволит решить широкий круг задач, таких как автоматическая классификация и кластеризация отчетов по безопасности полетов, разработка прогнозных моделей, которые позволят выявлять причины авиационных событий и предвидеть потенциальные человеческие ошибки, а также выявлять факторы риска безопасности полетов.

Методы и методология исследования

Рассмотрим методы, которые лежат в основе предлагаемого подхода к выявлению актуальных тем тренажерной подготовки пилотов.

Методы векторного представления слов (текста)

Для решения различных задач, связанных с обработкой текста (классификация, кластеризация и др.), необходимо первоначально построить векторное пространство анализируемого корпуса текстов. Иными словами, каждому текстовому фрагменту требуется сопоставить свой вектор чисел, который и будет подаваться на вход различных алгоритмов машинного и глубокого обучения. Рассмотрим два основных подхода для векторного представления текста:

- 1) тематическое моделирование текста;
- 2) модели векторного представления слов, основанные на дистрибутивной семантике.

³ Automatic aviation safety reports classification [Электронный ресурс] // Essay. 2019. 60 p. URL: https://essay.utwente.nl/79286/1/torrescano_MA_ewi.pdf (дата обращения: 23.01.2024).

Тематическое моделирование методом LDA

Тематическое моделирование представляет собой метод идентификации тем в текстах, которые представлены набором слов. Предполагается, что некоторые слова, упомянутые в тексте, представляют отдельную тему или, возможно, некоторую часть от общего дискурса. Среди методов тематического моделирования можно выделить: латентно-семантический анализ (Probabilistic Latent Semantic Analysis – PLSA) и латентное размещение Дирихле (Latent Dirichlet Allocation – LDA).

Рассмотрим модель LDA, которая реализует вероятностную генеративную модель. В данной модели вероятность того, что в документе d встретится слово w , описывается формулой [10]

$$p(d, w) = \sum_{t \in T} p(d) p(w | t) p(t | d),$$

при этом также формулируются следующие предположения:

– векторы документов $\theta_d = (p(t | d) : t \in T)$ порождаются одним и тем же вероятностным распределением на нормированных $|T|$ -мерных векторах; это распределение удобно взять из параметрического семейства распределений Дирихле $Dir(\theta, \alpha), \alpha \in R^{|T|}$;

– векторы тем $\phi_t = (p(w | t) : w \in W)$ порождаются одним и тем же вероятностным распределением на нормированных векторах размерности $|W|$; это распределение удобно взять из параметрического семейства распределений Дирихле $Dir(\theta, \beta), \beta \in R^{|W|}$.

Для подробного ознакомления можно обратиться к оригинальной работе [10].

По результатам тематического моделирования каждому тексту из общего корпуса ставится в соответствие вектор, равный числу выбранных тем, в котором содержатся веро-

ятности принадлежности текста к конкретным темам. Оценка качества тематического моделирования проводится по таким мерам, как сложность (perplexity) модели и ее согласованность (coherence). Для поиска оптимального количества тем можно применить следующий подход: построить множество LDA-моделей с разными значениями количества тем (k) и выбрать ту, которая дает наибольшее значение когерентности.

Векторное представление слов (word embeddings)

Исходно текстовые документы описывались в терминах частотного словаря, однако ему на смену пришли векторные вложения слов (word embeddings). При представлении слов частотным словарем соответствующие им бинарные векторы слишком разрежены. Проблема такого бинарного представления заключается в том, что семантически похожие слова могут иметь сильно различающиеся векторные представления. Эффективный способ решения этой проблемы – использование вложения слов (word embeddings). В данном случае каждый разреженный унитарный вектор, представляющий отдельное слово в документе, отображается в низкоразмерный плотный вектор, так что семантически похожие слова оказываются рядом [11]. Это может существенно снизить разреженность данных. Под «семантически похожими» словами понимаются слова, которые встречаются в похожих контекстах.

Самой популярной моделью вложений слов является модель Word2Vec [11]. Это небольшая однослойная нейронная сеть для предсказания слова по его контексту. Существует два варианта реализации данной модели. Первая называется «непрерывный мешок слов» (continuous bag-of-words – CBOW), вторая – Skip-gram. В реализации Skip-gram контекст слов (выходные слова) предсказывается на основе целевого (входного) слова. В реализации CBOW целевое (выходное) слово предсказывается по близлежащим (вход-

ным) словам (его контексту). В Word2Vec само решение задачи предсказания слов не главное – это средство получения семантических векторов. После обучения модели на большом корпусе текстов матрица весов от входного слоя к скрытому слою нейронов и интерпретируется как векторы для слов. Размерность latent vector l обычно составляет от 100 до 500, в зависимости от масштабов информации в использовавшемся для их обучения корпусе.

Дальнейшим развитием метода Word2Vec является нейросетевая архитектура Doc2Vec, которая будет использоваться в предлагаемом методе и позволяет генерировать семантические векторы для целых предложений и параграфов.

Методы кластерного анализа данных

Кластерный анализ представляет собой процедуру разделения набора входных данных на относительно однородные группы (кластеры) по схожести каких-либо признаков. Для решения задачи кластеризации отчетов по безопасности полетов предлагается использовать алгоритм «Иерархическая основанная на плотности пространственная кластеризация для приложений с шумами» (Hierarchical Density-Based Spatial Clustering of Applications with Noise –HDBSCAN) [12]. К основным преимуществам HDBSCAN относятся: обработка больших объемов данных, которые к тому же могут иметь много шумов и выбросов; отсутствие необходимости задания исходного количества кластеров. Обязательным параметром HDBSCAN является только минимальный размер кластера.

Общий принцип работы HDBSCAN заключается в следующем. Первым шагом является преобразование пространства данных в соответствии с плотностью. Вместо использования единого порога плотности алгоритм строит иерархию кластеров на основе различной плотности. HDBSCAN использует расстояние взаимной достижимости, которое гарантирует, что точки в более плотных об-

ластях будут расположены ближе друг к другу в преобразованном пространстве. На шаге построения иерархии кластеров алгоритм начинает с обработки каждой точки данных как отдельного кластера. Затем эти точки объединяются в кластеры на основе расстояния их взаимной достижимости. Высота слияния в дереве указывает расстояние, на котором кластеры объединились, иллюстрируя ландшафт плотности данных. Затем дерево уплотняется путем обрезки ветвей, которые не соответствуют критерию минимального размера кластера.

Качество кластеризации оценивается по таким параметрам, как доля событий, не попавших ни в один кластер n , и коэффициент силуэта s (мера усредненной обособленности кластеров).

Методы визуализации результатов кластерного анализа

Основная идея метода SNE заключается в том, чтобы преобразовать евклидовы расстояния в пространстве высокой размерности в условные вероятности, представляющие сходство [13]. Недостатком SNE является то, что он пытается сблизить в пространстве погружения (обычно двумерном) точки, отстоящие довольно далеко друг от друга в пространстве высокой размерности. Одно из возможных решений – использовать в латентном пространстве распределение вероятностей с более тяжелыми хвостами, устранив тем самым нежелательные силы притяжения между точками, отстоящими далеко друг от друга в пространстве высокой размерности [14]. Для этого применяют t -распределение Стьюдента. Суть работы алгоритма t -SNE заключается в минимизации расхождения функции Кульбака – Лейблера между двумя распределениями вероятностей, что позволяет получить проекцию данных в сниженное пространство [15].

В настоящее время существуют несколько обобщений t -SNE, в которых делается попытка улучшить быстродействие, качество

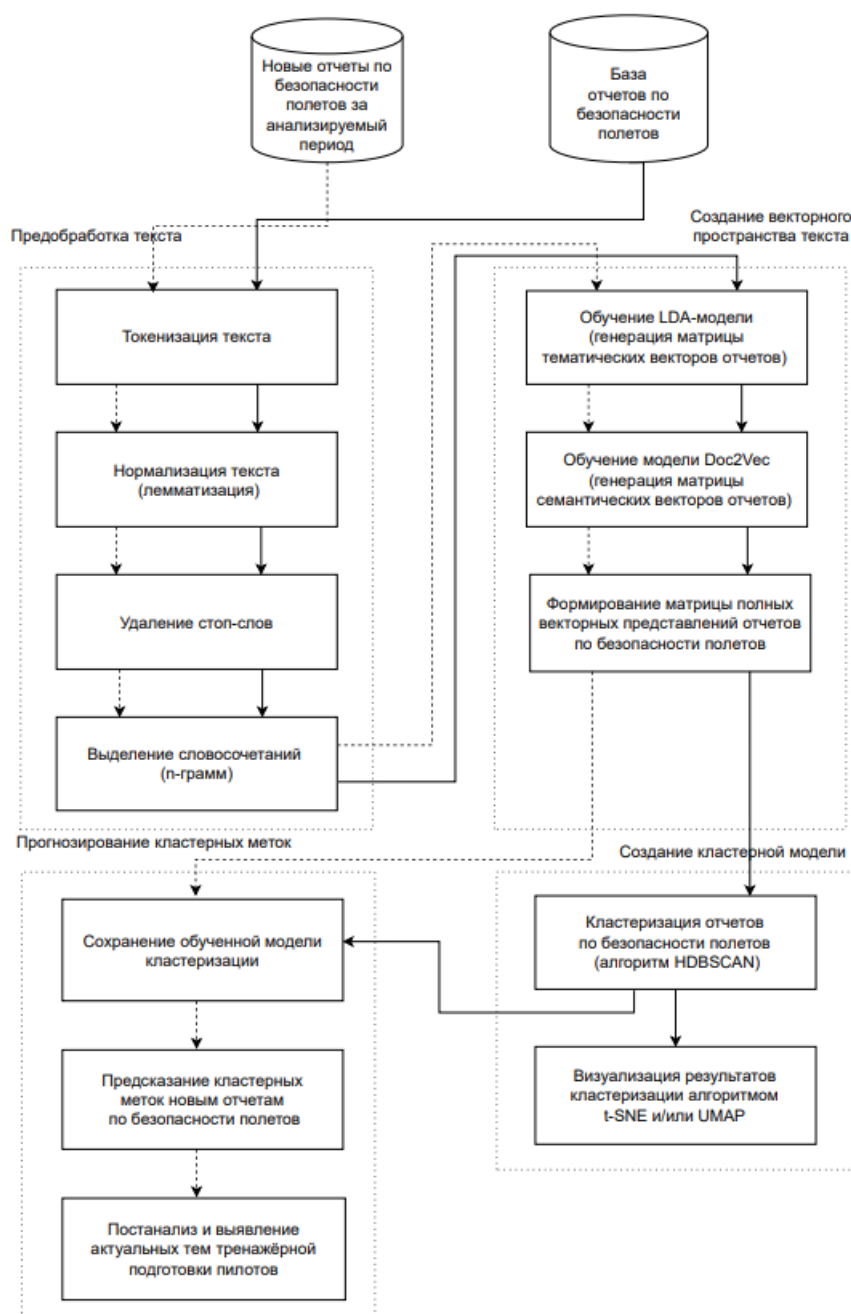


Рис. 1. Схема метода выявления актуальных тем тренажерной подготовки пилотов
Fig. 1. The scheme of the method for identifying relevant topics of simulator training for pilots

пространства погружений или способность к погружению в пространство размерности больше 2. Одним из них является UMAP [11]. На базовом уровне оно похоже на t-SNE, но обычно лучше сохраняет глобальную структуру данных и гораздо быстрее работает.

Метод выявления актуальных тем тренажерной подготовки пилотов на основе кластеризации отчетов по безопасности полетов

Предложенный метод выявления актуальных тем тренажерной подготовки пилотов представлен на рис. 1.

В качестве базы отчетов подразумевается набор материалов исследований, зарегистрированных в какой-либо информационной системе, к примеру в автоматизированной системе обеспечения безопасности полетов авиакомпании. Также в качестве данной базы может использоваться Архив материалов исследований инцидентов и производственных происшествий Росавиации (АМРИПП Росавиации) либо объединенный набор материалов из различных информационных систем. Под новыми отчетами подразумеваются те отчеты, которые не использовались в процессе обучения модели кластеризации и для которых необходимо спрогнозировать кластерные метки.

Рассмотрим конвейер предобработки текстовых данных для дальнейшего обучения моделей, включающий такие методы, как токенизация текста, нормализация (стемминг или лемматизация), удаление стоп-слов, а также выделение словосочетаний (n -грамм). По итогам данного этапа составляется словарь токенов для анализируемого корпуса текстов.

Токенизация в NLP представляет собой процедуру разбиения документов на отдельные сущности (токены), которые несут конкретное информационное содержание. В качестве таких сущностей (токенов) могут выступать абзацы, предложения, фразы, отдельные слова и знаки препинания.

Нормализация – это приведение слов к базовой морфологической форме. Одним из самых распространенных методов нормализации является стемминг, заключающийся в поиске общей основы различных форм слова (как пример, «летаю» – «лета»). Данный метод предполагает нивелирование небольших смысловых различий в окончаниях слов [11]. В предлагаемом методе для нормализации слов используется другая процедура – лемматизация, так как она учитывает значение слова и поэтому является более точной, чем стемминг. Для этого при лемматизации применяется база знаний синонимов и окончаний слов. Это позволяет объединять в один токен только близкие по смыслу слова (как пример, «летаю» – «летать»).

Стоп-слова – это наиболее часто встречающиеся слова в каком-то языке, но при этом несущие меньшую полезную информационную нагрузку о смысле фразы [11]. С точки зрения русского языка к стоп-словам можно отнести союзы (и, а, но, да, если и др.), местоимения (я, ты, твой, его и др.) и т. д. Ввиду особой специфики корпуса отчетов по безопасности полетов к базовым стоп-словам на русском языке был добавлен ряд других, к примеру: пилот, командир, экипаж, КВС и т. п.

N -грамма – это последовательность, содержащая до n элементов, которые были извлечены из последовательности этих элементов, обычно строки [11]. N -граммы могут представлять собой как отдельные буквы, слоги, слова, так и отдельные символы. N -граммы могут генерироваться либо на базе сложных слов, либо по причине привлечения внимания счетчика токенов, если слова встречаются достаточно часто вместе.

После предварительной обработки отчетов обучается LDA-модель и генерируется матрица тематических векторов отчетов по безопасности полетов с количеством столбцов, равным числу тем k . Затем обучается модель Doc2Vec и генерируется матрица семантических векторов отчетов с количеством столбцов, равным величине латентного вектора l . При объединении полученных матриц формируется матрица полных векторных представлений коллекции отчетов по безопасности полетов.

Полная матрица векторных представлений отчетов размером $N \times L$, где N – число отчетов по безопасности полетов, L – размер полного векторного представления (равный $k + l$), подается на вход алгоритма кластеризации HDBSCAN.

Затем происходит визуализация полученной кластерной структуры коллекции отчетов алгоритмами t-SNE и (или) UMAP.

При появлении новых отчетов по безопасности полетов, которые появляются за анализируемый период, полученная модель кластеризации используется, чтобы прогнозировать кластерные метки. Затем специалист проводит постанализ и описывает актуальные темы тренажерной подготовки.

25682 диспетчер_давать_указание 4	21997 эскадрилья 1
4654 диспетчер_дать_указание 9	43948 эстон 1
14242 диспетчер_диспетчерский 3	43949 эстон_ао 3
20668 диспетчер_диспетчерский_пункт_круг 5	42776 эсу 2
38413 диспетчер_доложить 1	42777 эсу_эт 1
11907 диспетчер_дп_вышка 2	46168 этаж 1
21010 диспетчер_дпк 16	29220 этажерка 1
21011 диспетчер_дпк_опознать 2	14128 эталонный 1
13266 диспетчер_дпп 8	10829 этап 37
9351 диспетчер_дпр 4	8995 этап_взлёт 4
45965 диспетчер_дцуп 2	24418 этап_возникнуть 1
32535 диспетчер_ин 1	15346 этап_выравнивание 3
11908 диспетчер_кдец 1	25470 этап_заход 2
27504 диспетчер_кдп 4	2717 этап_заход_посадка 14
34866 диспетчер_командный 1	25533 этап_набор 4
39889 диспетчер_контролёр 1	20078 этап_отвлечение 2
29662 диспетчер_красноярск 1	46081 этап_постановка 2
44427 диспетчер_красноярский 1	4878 этап_пробег 7
23630 диспетчер_круг 5	38609 этап_пробег_включение_реверс 3
25683 диспетчер_круг_аэродром_якутск 4	2190 этап_производство 6
23859 диспетчер_л_вадный_расшифровка 2	30323 этап_разбег 3
23293 диспетчер_мдп 2	8261 этап_руление 6
3523 диспетчер_мур 2	10993 этап_снижение 9
23631 диспетчер_набрать 1	9108 этап_снижение_заход_посадка 6
23632 диспетчер_невозможность 3	18245 этап_столкновение 4
6696 диспетчер_овд 16	14207 этап_уход 1

Рис. 2. Словарь токенов
Fig. 2. The Token dictionary

Результаты исследования

Результаты апробации предложенного метода

В качестве базы отчетов по безопасности полетов (обучающего набора данных) использовался набор материалов расследований, зарегистрированных в автоматизированной системе обеспечения безопасности полетов ПАО «Аэрофлот – российские авиалинии» (1 080 отчетов за 2019–2020 годы). Отчеты представляют собой текстовый документ, содержащий следующие основные разделы:

- описание события;
- заключение о причинах события;
- типы событий, этапы эксплуатации, причины/факторы;
- рекомендации.

В настоящей работе для анализа был использован только раздел «Описание события», для чего первоначально была проведена предобработка, предполагающая выделение и сохранение в отдельном файле только данного раздела отчетов.

Для предварительной обработки коллекции отчетов использовались библиотеки Natural Language Toolkit, Gensim, а также морфологический анализатор для русского языка rymorphy2. Для выделения биграмм и триграмм использовался метод, который предоставляет модуль Gensim.

На рис. 2 показан фрагмент полученного словаря токенов (в представленном формате первая позиция характеризует идентификатор токена, вторая позиция – сам токен и последняя позиция отображает, сколько раз токен встречается в коллекции текстов).

Для реализации LDA-модели и Doc2Vec также использовался специальный модуль библиотеки Gensim. В качестве количества тем в LDA-модели принято значение равное 20. Данное значение выбрано исходя из анализа зависимости между значением количества тем (k) и значением когерентности LDA-моделей, представленной на рис. 3.

Для оценки качества LDA-модели используются следующие метрики: перплексия (perplexity) и когерентность (coherence) тематик.

Перплексия рассчитывается по следующей формуле [16, 17]:

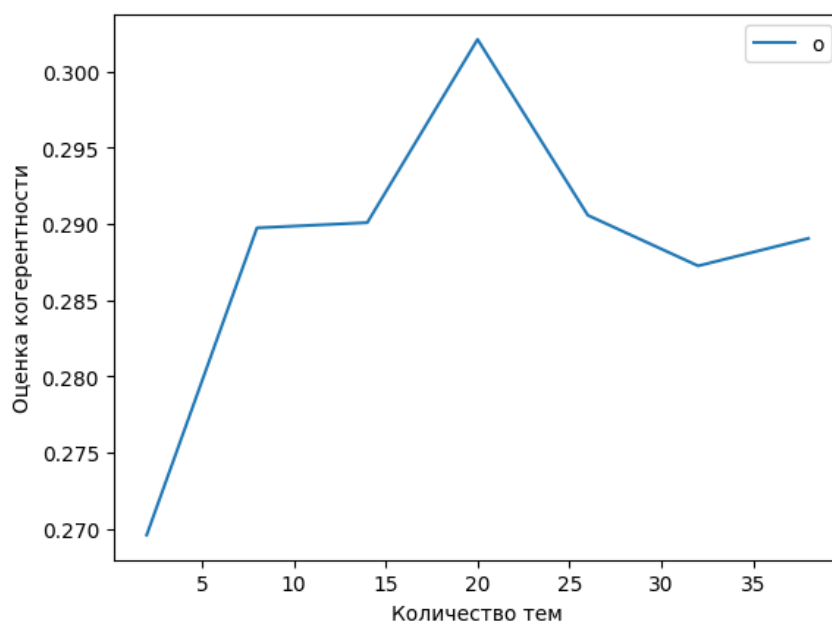


Рис. 3. Зависимость между значениями количества тем (k) и значением когерентности LDA-моделей
Fig. 3. The relationship between the values of the number of topics (k) and the coherence value of LDA models

$$\text{Perplexity}(D_{\text{test}}) = \exp \left\{ - \frac{\sum_{d=1}^M \log p(w_d | d)}{\sum_{d=1}^M N_d} \right\},$$

где D_{test} – тестовый набор данных; M – количество документов; $p(w_d | d)$ – вероятностная модель порождения данных; N_d – количество слов в документе d .

Перплексию можно интерпретировать как меру несоответствия модели $p(w_d | d)$ терминам w , наблюдаемым в документах d коллекции D . Чем ниже значение перплексии, тем лучше модель описывает данные.

Когерентность тематик характеризует их согласованность, значение которой тем выше, чем выше среднее значение когерентности. Когерентность рассчитывается по следующей формуле [18, 19]:

$$C = \sum_{j=2}^k \sum_{i=1}^{j-1} \log \frac{D(w_j, w_i) + 1}{D(w_i)},$$

где C – когерентность темы для документов, $D(w_i)$ – количество документов, где

встречается терм w_i , $D(w_i, w_j)$ – количество документов, где встречаются w_i и w_j одновременно, w_i – i -й термин в порядке убывания веса в матрице «термы – темы» для темы t , k – количество термов в теме t (постоянная 1 включена для возможности вычисления логарифма 0).

Для разработанной LDA-модели значение перплексии составило $-10,165$, а значение согласованности $-0,287$.

Исходя из обучающего объема коллекции отчетов, размерность скрытого слоя (вектора) модели Doc2Vec была выбрана равной 100.

В табл. 1 представлен фрагмент матрицы полных векторных представлений для первых пяти отчетов ($L = 120$).

В качестве параметров алгоритма HDBSCAN были выбраны следующие (минимальный размер кластера – 10, минимальное количество выборок в окрестности точки, которая будет рассматриваться как основная точка, – 1). По результатам работы алгоритма было выделено 43 кластера с параметрами $n = 0,147$ и $s = 0,06$. Оценка качества кластеризации по данным показателям, говорит о том, что есть необходимость в дальнейшем

Таблица 1
Table 1

Матрица полных векторных представлений отчетов
Matrix of full vector representations of reports

№ п/п	Полное векторное представление отчета													
	d_1	d_2	d_3	d_4	d_5	d_6	...	d_{114}	d_{115}	d_{116}	d_{117}	d_{118}	d_{119}	d_{120}
1	0	0	0	0	0	0	...	0,066	1,081	1,111	0,211	0,411	0,039	0,211
2	0	0	0	0	0	0	...	0,078	1,674	1,734	0,271	0,726	0,0491	0,441
3	0	0	0	0	0	0,369	...	0,115	1,627	1,664	0,275	0,662	0,070	0,348
4	0	0	0	0	0	0	...	0,121	1,476	1,497	0,245	0,589	0,065	0,305
5	0	0	0	0	0	0	...	0,081	0,784	0,808	0,137	0,295	0,031	0,169

Таблица 2
Table 2

Пример кластеров
Example of clusters

Номер кластера	Описание отчета в виде токенизированного документа
16	«предполётный_подготовка», «запуск_руление_взлёт_набор», «маршрут», «отклонение», «снижение», «пролёт_опрс», «эшелон_110», «заметить», «уменьшение», «гидрожидкость», «прибор», «литр», «бортмеханик», «пассажирский_салон», «указание», «след_подтекание», «гидрожидкость», «задний», «гондола», «дальнейший_снижение», «подлёт», «разворот», «количество_гидрожидкость_уменьшиться», «литр», «выпуск_шасси», «проводиться», «механически», «бортмеханик», «контроль», «выпустить»
16	«разгерметизация_гидросистема», «кадр», «состояние», «гс_утечка», «жидкость», «мнемокадр», «гидросистема_гс», «уровень_литр», «бортовой», «инженер», «отключить», «гидронасос», «насосный_станция», «рлэ_al», «следующий», «появиться_надпись», «гс_уровень», «мина», «фактический», «количество_жидкость»
16	«докладная_записка», «горизонтальный_эшелон», «ес_появиться», «сообщение_падение», «уровень_гидрожидкость_жёлтый_гидросистема», «проверить_уровень», «жидкость», «жёлтый_гидросистема», «жёлтый», «изолировать», «зелёный_гидросистема», «отключить», «проанализировать», «обстановка», «погода», «рассчитать_посадочный», «дистанция_фактический», «состояние», «принять_решение», «назначение», «процедура», «заход», «подключить», «насос_жёлтый_гидросистема»

улучшении модели, например варьированием минимальным размером кластера, который является основным инструментом подстройки модели кластеризации под решение конкретной задачи.

В табл. 2 в качестве примера представлен 16-й кластер, выделенный моделью кластеризации, с описанием трех отчетов, попавших в данный кластер, в виде фрагментов токенизированных документов. Всего в него вошли 50 отчетов.

На рис. 4 представлена визуализация полученных кластеров алгоритмом t-SNE в 2D-проекции.

В качестве значений параметров алгоритма t-SNE выбраны следующие: количество измерений – 2; перплексия – 30; метрика близости – евклидово расстояние. Параметр перплексия в алгоритме t-SNE характеризует количество соседей, которое будет учитываться в расчете условных вероятностей сходства.

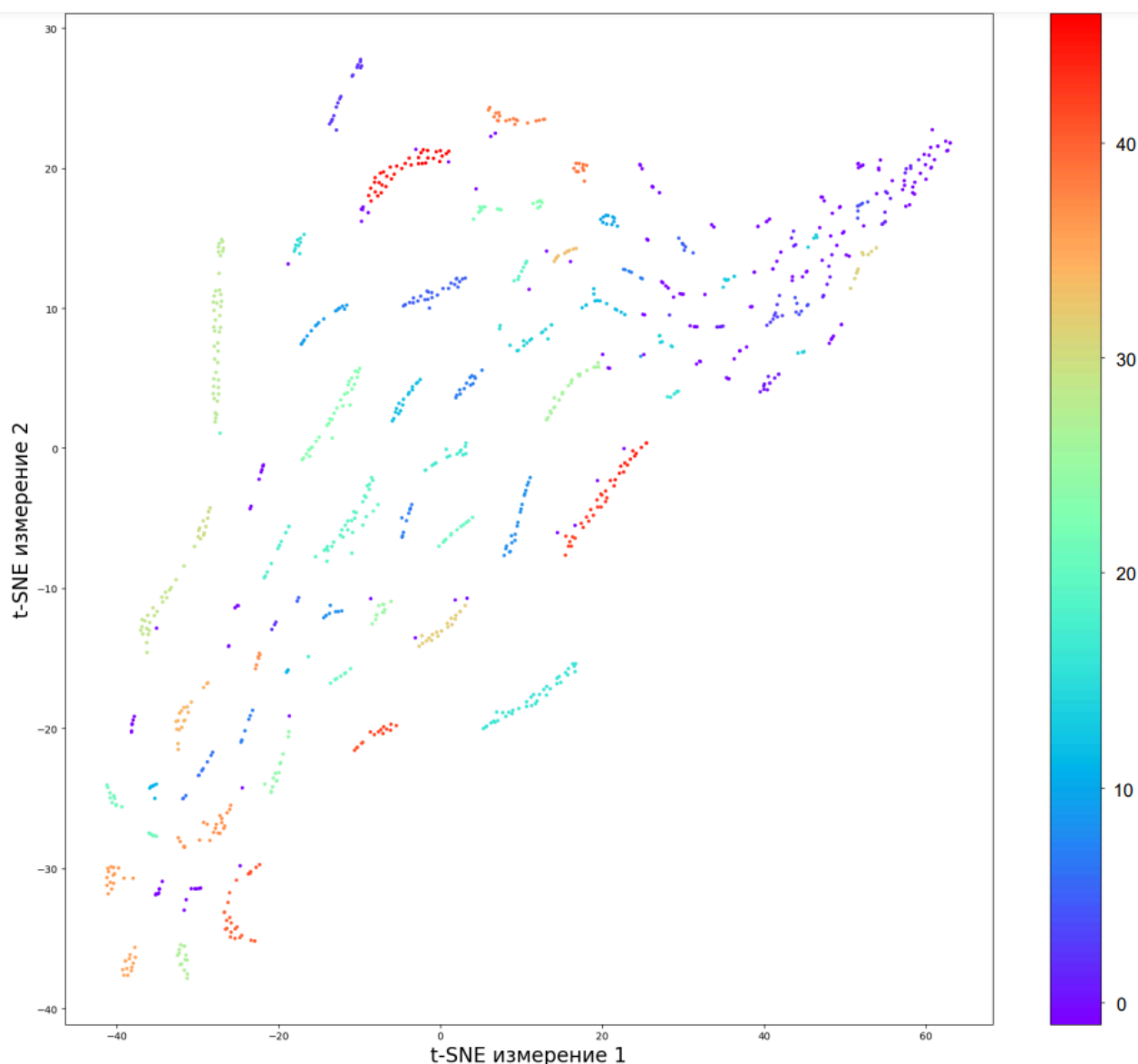


Рис. 4. Визуализация кластеров с помощью алгоритма t-SNE
Fig. 4. Visualization of clusters using the algorithm t-SNE

Шкала справа на рис. 4 отражает номера кластеров, которые также характеризуются и определенным цветом. Точки, имеющие фиолетовый цвет, – это события с меткой кластера равной -1 , т. е. не отнесенные ни к одному кластеру.

В качестве примера спрогнозируем кластерную метку для реального инцидента, который произошел 28.12.2020 (исходя из того, что информация об инциденте носит корпоративный характер, конкретные сведения о воздушном судне, бортовом номере, полете опущены). Получено полное векторное пред-

ставление и токенизированное представление отчета, фрагмент которого показан в табл. 3.

В результате работы предложенного метода, спрогнозирована кластерная метка для данного отчета (16-й кластер, табл. 2) и сделан вывод, что одной из актуальных тем при организации тренажерной подготовки является «Отработка действий при отказах одной или двух гидросистем на различных этапах полета».

Таблица 3
Table 3

Фрагмент токенизированного отчета
A fragment of a tokenized report

Описание отчета в виде токенизированного документа
«набор_маршрут», «особенность», «подготовка», «снижение_заход», «провести_полный_объём», «рпп», «начало_снижение», «эшелон_f1350», «зарегистрировать_прохождение», «сигнализация_master», «caution_сообщение», «низкий_уровень_гидрожидкость», «hyd_rsvr_lo_lvl», «уровень_гидрожидкость_гидросистема_blue», «составить_q», «литр», «сообщение_ec_hyd_rsvr», «выключить», «электрогидравлический_насос», «гидросистема_blue», «blue_elec_pump», «вследствие_отключение», «электрогидравлический_насос», «сработать_сигнализация_низкий_давление», «гидросистема_hyd», «sys_lo», «pr_давление», «bl', 'sys», «снизиться», «3002psi», «76psi», «уровень_гидрожидкость», «бак», «отключение_насос», «повыситься», «q_литр», «объяснительный_записка», «запись_svg», «гидросистема», «доложить_диспетчер_орвд»

Заключение

В статье предложен подход к выявлению актуальных тем тренажерной подготовки пилотов на основе кластеризации отчетов по безопасности полетов. Научной новизной подхода является то, что в отличие от предыдущих работ предлагается использовать полное векторное представление отчетов по безопасности полетов, которое строится объединением матриц тематических и семантических векторов.

Практическая значимость результатов исследования заключается в том, что подход, основанный на кластеризации, позволяет проводить более глубокий анализ отчетов по безопасности полетов, что может упростить и ускорить работу специалистов по управлению безопасностью полетов.

Разработанный метод показывает перспективные результаты в выявлении общих закономерностей в отчетах по безопасности полетов, которые не очевидны при их ручном анализе, и предлагает новый инструмент для получения информации из текстовых данных о безопасности полетов, который дополнит существующие методы информационной поддержки инструкторов в рамках ЕВТ.

Дальнейшие направления исследований связаны:

– с увеличением коллекции отчетов по безопасности полетов;

– исследованием влияния предварительного понижения размерности полного векторного представления, к примеру методом главных компонент, на качество кластеризации;

– исследованием применения других методов формирования векторного пространства отчетов по безопасности полетов и алгоритмов кластеризации.

Список литературы

1. Groff L. Applying natural language processing tools to occurrence reports [Электронный ресурс] // ICAO, 2018. 20 p. URL: <https://www.icao.int/safety/iStars/Documents/IUG%20Meeting%201/Presentations/Applying%20Natural%20Language%20Processing%20Tools%20to%20Occurrence%20Reports%20-%20Loren%20Groff.pdf> (дата обращения: 20.01.2024).

2. Junjie L., Huijuan Y., Yinlan D. Application of text analysis technology in aviation safety information analysis [Электронный ресурс] // Journal of Physics: Conference Series. 2020. Vol. 1624, no. 3. Pp. 032033. DOI: 10.1088/1742-6596/1624/3/032033 (дата обращения: 20.01.2024).

3. Pimm C. Natural Language Processing (NLP) tools for the analysis of incident and accident reports / C. Pimm, C. Raynal, N. Tulechki, E. Hermann, G. Caudy [Электронный ресурс] // International Conference on Human-

Computer Interaction in Aerospace (HCI-Aero). Belgium, Brussels, 2012. Pp. 1–7. URL: <https://core.ac.uk/download/pdf/50536379.pdf> (дата обращения: 20.01.2024).

4. **Rose R.L., Puranik T.G., Mavris D.N.** Natural language processing based method for clustering and analysis of aviation safety narratives [Электронный ресурс] // Aerospace. 2020. Vol. 7, no. 10. ID: 143. DOI: 10.3390/aerospace7100143 (дата обращения: 20.01.2024).

5. **Miyamoto A., Bendarkar M.V., Mavris D.N.** Natural language processing of aviation safety reports to identify inefficient operational patterns [Электронный ресурс] // Aerospace. 2022. Vol. 9, no. 8. ID: 450. DOI: 10.3390/aerospace9080450 (дата обращения: 20.01.2024).

6. **Madeira T.** Machine learning and natural language processing for prediction of human factors in aviation incident reports / T. Madeira, R. Melício, D. Valério, L. Santos [Электронный ресурс] // Aerospace. 2021. Vol. 8, no. 2. ID: 47. DOI: 10.3390/aerospace8020047 (дата обращения: 20.01.2024).

7. **Kuhn K.D.** Using structural topic modeling to identify latent topics and trends in aviation incident reports // Transportation Research Part C-emerging Technologies. 2018. Vol. 87. Pp. 105–122. DOI: 10.1016/j.trc.2017.12.018

8. **Switzer J., Khan L., Muhaya F.B.** Subjectivity classification and analysis of the ASRS corpus [Электронный ресурс] // 2011 IEEE International Conference on Information Reuse & Integration. USA, Las Vegas, NV, 2011. Pp. 160–165. DOI: 10.1109/IRI.2011.6009539 (дата обращения: 22.01.2024).

9. **Ono M., Nakanishi M.** Analysis of human factors and resilience competences in asrs data using natural language processing // Digital Human Modeling and Applications in Health, Safety, Ergonomics and Risk Management. HCII 2023. Lecture Notes in Computer Science. 2023. Vol. 14029. Pp. 548–561. DOI: 10.1007/978-3-031-35748-0_37

10. **Blei D.M., Ng A.Y., Jordan M.I.** Latent dirichlet allocation // The Journal of Machine Learning Research. 2003. Vol. 3. Pp. 993–1022.

11. **Мэрфи К.П.** Вероятностное машинное обучение: введение / Пер. с англ. А.А. Слинкина. М.: ДМК Пресс, 2022. 990 с.

12. **Ester M.** A Density-based algorithm for discovering clusters in large spatial databases with Noise / M. Ester, H.P. Kriegel, J. Sander, X. Xu [Электронный ресурс] // Proceedings of 2nd International Conference on Knowledge Discovery and Data Mining (KDD-96), USA, Washington, DC, 1996. Pp. 1–6. URL: <https://cs.fit.edu/~pkc/classes/ml-internet/papers/ester96/kdd-dbscan.pdf> (дата обращения: 23.01.2024).

13. **Nils H., Gampfer F., Buchkremer R.** Latent dirichlet allocation and t-distributed stochastic neighbor embedding enhance scientific reading comprehension of articles related to enterprise architecture // AI. 2021. Vol. 2, no. 2. Pp. 179–194. DOI: 10.3390/ai2020011

14. **Van Der Maaten L.** Accelerating t-SNE using tree-based algorithms // Journal of Machine Learning Research. 2015. Vol. 15, Pp. 3221–3245.

15. **Van der Maaten L., Hinton G.E.** Visualizing high-dimensional data using t-SNE // Journal of Machine Learning Research. 2008. Vol. 9. Pp. 2579–2605.

16. **Коршунов А., Гомзин А.** Тематическое моделирование текстов на естественном языке // Труды Института системного программирования РАН. 2012. № 23. С. 215–242. DOI: 10.15514/ISPRAS-2012-23-13

17. **Slutsky A., Hu X., An Y.** Tree labeled LDA: a hierarchical model for web summaries [Электронный ресурс] // Proceedings of the 2013 IEEE International Conference on Big Data. USA, Silicon Valley, CA, 2013. Pp. 134–140. DOI: 10.1109/BigData.2013.6691745 (дата обращения: 28.01.2024).

18. **Краснов Ф.В., Баскакова Е.Н., Смазневич И.С.** Оценка прикладного качества тематических моделей для задач кластеризации // Вестник Томского государственного университета. Управление, вычислительная техника и информатика. 2021. № 56. С. 100–111. DOI: 10.17223/19988605/56/11

19. **Shaheen S., Marco R.S.** Full-text or abstract? Examining topic coherence scores using Latent Dirichlet Allocation [Электронный ресурс] // 2017 IEEE International Conference on Data Science and Advanced Analytics (DSAA). Japan, Tokyo, 2017. Pp. 165–174.

DOI: 10.1109/DSAA.2017.61 (дата обращения: 28.01.2024).

References

1. **Groff, L.** (2018). Applying natural language processing tools to occurrence reports. *ICAO*, 20 p. Available at: <https://www.icao.int/safety/iStars/Documents/IUG%20Meeting%201/Presentations/Applying%20Natural%20Language%20Processing%20Tools%20to%20Occurrence%20Reports%20-%20Loren%20Groff.pdf> (accessed: 20.01.2024).
2. **Junjie, L., Huijuan, Y., Yinlan, D.** (2020). Application of text analysis technology in aviation safety information analysis. *Journal of Physics: Conference Series*, vol. 1624, no. 3, pp. 032033. DOI: 10.1088/1742-6596/1624/3/032033 (accessed: 20.01.2024).
3. **Pimm, C., Raynal, C., Tulechki, N., Hermann, E., Caudy, G.** (2012). Natural Language Processing (NLP) tools for the analysis of incident and accident reports. In: *International Conference on Human-Computer Interaction in Aerospace (HCI-Aero)*. Belgium, Brussels, pp. 1–7. Available at: <https://core.ac.uk/download/pdf/50536379.pdf> (accessed: 20.01.2024).
4. **Rose, R.L., Puranik, T.G., Mavris, D.N.** (2020). Natural language processing based method for clustering and analysis of aviation safety narratives. *Aerospace*, vol. 7, no. 10, ID: 143. DOI: 10.3390/aerospace7100143 (accessed: 20.01.2024).
5. **Miyamoto, A., Bendarkar, M.V., Mavris, D.N.** (2022). Natural language processing of aviation safety reports to identify inefficient operational patterns. *Aerospace*, vol. 9, no. 8, ID: 450. DOI: 10.3390/aerospace9080450 (accessed: 20.01.2024).
6. **Madeira, T., Rui, M., Duarte, V., Luis, S.** (2021). Machine learning and natural language processing for prediction of human factors in aviation incident reports. *Aerospace*, vol. 8, no. 2, ID: 47. DOI: 10.3390/aerospace8020047 (accessed: 20.01.2024).
7. **Kuhn, K.D.** (2018). Using structural topic modeling to identify latent topics and trends in aviation incident reports. *Transportation Research Part C-emerging Technologies*, vol. 87, pp. 105–122. DOI: 10.1016/j.trc.2017.12.018
8. **Switzer, J., Khan, L., Muhaya, F.B.** (2011). Subjectivity classification and analysis of the ASRS corpus. In: *2011 IEEE International Conference on Information Reuse & Integration*, USA, Las Vegas, NV, pp. 160–165. DOI: 10.1109/IRI.2011.6009539 (accessed: 22.01.2024).
9. **Ono, M., Nakanishi, M.** (2023). Analysis of human factors and resilience competences in asrs data using natural language processing. *Digital Human Modeling and Applications in Health, Safety, Ergonomics and Risk Management. HCII 2023. Lecture Notes in Computer Science*, vol. 14029, pp. 548–561. DOI: 10.1007/978-3-031-35748-0_37
10. **Blei, D.M., Ng, A.Y., Jordan, M.I.** (2003). Latent dirichlet allocation. *The Journal of Machine Learning Research*, vol. 3, pp. 993–1022.
11. **Murphy, K.P.** (2022). Probabilistic machine learning: An introduction. Boston: MIT Press, 864 p.
12. **Ester, M., Kriegel, H.P., Sander, J., Xu, X.** (1996). A Density-based algorithm for discovering clusters in large spatial databases with Noise. In: *KDD-96*, USA, Washington, DC, pp. 1–6. Available at: <https://cs.fit.edu/~pkc/classes/ml-internet/papers/ester96kdd-dbscan.pdf> (accessed: 23.01.2024).
13. **Nils, H., Gampfer, F., Buchkremer, R.** (2021). Latent dirichlet allocation and t-distributed stochastic neighbor embedding enhance scientific reading comprehension of articles related to enterprise architecture. *AI*, vol. 2, no. 2, pp. 179–194. DOI: 10.3390/ai2020011
14. **Van Der Maaten, L.** (2015). Accelerating t-SNE using tree-based algorithms. *Journal of Machine Learning Research*, vol. 15, pp. 3221–3245.
15. **Van der Maaten, L., Hinton, G.E.** (2008). Visualizing high-dimensional data using t-SNE. *Journal of Machine Learning Research*, vol. 9, pp. 2579–2605.
16. **Korshunov, A., Gomzin, A.** (2012). Topic modeling in natural language texts. *Trudy Instituta sistemnogo programmirovaniya RAN*,

no. 23, pp. 215–242. DOI: 10.15514/ISPRAS-2012-23-13 (in Russian)

17. Slutsky, A., Hu, X., An, Y. (2013). Tree labeled LDA: a hierarchical model for web summaries. In: *Proceedings of the 2013 IEEE International Conference on Big Data*, USA, Silicon Valley, CA, pp. 134–140. DOI: 10.1109/BigData.2013.6691745 (accessed: 28.01.2024).

18. Krasnov, F.V., Baskakova, E.N., Smaznevich I.S. (2020). Assessment of the applied quality of topic models for clustering prob-

lems. *Tomsk State University Journal of Control and Computer Science*, no. 56, pp. 100–111. DOI: 10.17223/19988605/56/11 (in Russian)

19. Shaheen, S., Marco, R.S. (2017). Full-text or abstract? Examining topic coherence scores using Latent Dirichlet Allocation. In: *2017 IEEE International Conference on Data Science and Advanced Analytics (DSAA)*, Japan, Tokyo, pp. 165–174. DOI: 10.1109/DSAA.2017.61 (accessed: 28.01.2024).

Сведения об авторах

Заббаров Зульфат Рифкатович, аспирант, Ульяновский институт гражданской авиации; пилот ПАО «Аэрофлот – российские авиалинии», zabbarovz@gmail.com.

Волков Александр Константинович, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры обеспечения авиационной безопасности ФГБОУ ВО «Ульяновский институт гражданской авиации», volkovalex8@rambler.ru.

Information about the authors

Zulfat R. Zabbarov, Postgraduate Student, Ulyanovsk Civil Aviation Institute named after Air Chief Marshal B.P. Bugaev; Pilot, PJSC «Aeroflot – Russian Airlines», zabbarovz@gmail.com.

Alexander K. Volkov, Candidate of Technical Sciences, Assistant Professor, Assistant Professor at the Department of Aviation Security of Ulyanovsk Civil Aviation Institute named after Air Chief Marshal B.P. Bugaev, volkovalex8@rambler.ru.

Поступила в редакцию 16.03.2024
Одобрена после рецензирования 27.05.2024
Принята в печать 25.07.2024

Received 16.03.2024
Approved after reviewing 27.05.2024
Accepted for publication 25.07.2024

УДК 629.7.064.52

DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-4-50-62

Algorithm for the synthesis of equations of thermal conductivity of lithium-ion accumulator for finite volumes during division

E.A. Punt¹

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

Abstract: The current level of technology development makes it possible to improve the volumes of on-board equipment significantly, the same applies to backup power supply systems, in which the use of lithium-ion batteries is promising, which, if there are significant advantages, have a number of disadvantages that must be taken into account when using them. First of all, this is thermal acceleration, which is caused by internal physico-chemical processes and improper operation. To prevent thermal overlocking, it is proposed to use a digital twin, the basis of which is a mathematical model of thermal processes of a lithium-ion battery, obtained by mathematical prototyping of energy processes. For the numerical implementation of the mathematical prototyping method, it is proposed to use a modified finite volume method with the implementation of the division procedure until the required accuracy of the model is obtained. The presented article discusses the procedure for the formation of thermal conductivity equations when modeling the dynamic distribution of the thermal field in a lithium-ion battery in a three-plane formulation of the problem. This procedure is necessary when implementing the modified finite element method using the method of mathematical prototyping of energy processes, which involves dividing finite volumes to achieve the required calculation accuracy. A special feature of the division procedure is the change in volumes, areas of contact of interacting elements, and the change in elements that are sources of heat. In the simulation cycle, it is necessary to re-form the system of differential equations, taking into account the changes that occurred after the division. For clarity, the article discusses the procedures for dividing volumes into two equal parts according to one of the coordinates, and the Cartesian coordinate system is also considered to obtain a model. The proposed procedure for forming a system of differential equations is implemented in Python, the simulation results have shown the adequacy of the model and the efficiency of the proposed method.

Key words: lithium-ion battery, modified finite volume method, diagnostic method, method of mathematical prototyping of energy processes.

For citation: 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

Алгоритм синтеза уравнений теплопроводности литийионного аккумулятора для конечных объемов при делении

Е.А. Пунт¹

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

Аннотация: Современный уровень развития техники и технологий позволяет существенно улучшить возможности бортового оборудования, это же касается и систем резервного электропитания, в которых перспективным представляется применение литийионных аккумуляторных батарей, которые при наличии существенных преимуществ обладают рядом недостатков, которые необходимо учитывать при их использовании. В первую очередь это тепловой разгон, обусловленный внутренними физико-химическими процессами и неправильной эксплуатацией. Для предотвращения теплового разгона предлагается использовать цифровой двойник, основой которого является математическая модель тепловых процессов литийионного аккумулятора, полученная методом математического прототипирования энергетических процессов. Для численной реализации метода математического прототипирования предложено использовать модифицированный метод конечных объемов с реализацией процедуры деления до получения требуемой точности модели. В представленной статье рассматривается процедура формирования уравнений теплопроводности при

моделировании динамического распределения теплового поля в литийионном аккумуляторе в трехмерной постановке задачи. Эта процедура необходима при реализации модифицированного метода конечных элементов с помощью метода математического прототипирования энергетических процессов, который предполагает деление конечных объемов для достижения требуемой точности расчетов. Особенностью процедуры деления является изменение объемов, площадей соприкосновения взаимодействующих элементов, изменение элементов, которые являются источниками тепла. В цикле моделирования необходимо заново формировать систему дифференциальных уравнений с учетом тех изменений, которые произошли после деления. Для наглядности в статье рассматриваются процедуры деления объемов на две равные части по одной из координат, также для получения модели рассматривается декартова система координат. Предложенная процедура формирования системы дифференциальных уравнений реализована в среде Python, результаты моделирования показали адекватность модели и работоспособность предлагаемого метода.

Ключевые слова: литийионный аккумулятор, модифицированный метод конечных объемов, метод диагностики, метод математического прототипирования энергетических процессов.

Для цитирования: 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

Introduction

The current stage of aircraft electrical engineering development is new chemical current sources – lithium-ion batteries and hydrogen fuel elements [1, 2], semiconductor, conductor and magnetic devices implementation. The given technologies make it possible to both significantly improve the volumes of on-board equipment and create new aircraft, in which the electromechanical engine is the basic element, empowered by chemical current sources [2, 3]. The same applies to backup power supply systems, in which the use of lithium-ion batteries is promising, which, if there are significant advantages among other battery types in terms of specific energy [4, 5], have a dramatic disadvantage – they are exposed to thermal acceleration in certain external conditions and while being recharged. Besides that, lithium-ion batteries (LIB) operation temperature increase significantly reduces its capacity, which affects its operation features.

There is a number of publications [6–9] on LIB thermal operation modes, in which diverse approaches of the given phenomenon prevention – by using new materials, technologies, operation rules, etc. [10–12] – are presented. It is important to reveal the reasons of emergency in advance, for instance, by forecasting the thermal limit values within the batteries [13–16] in terms of operation.

It is proposed to use a modified finite volume method, in which the thermal conductivity equa-

tion synthesis is the particular issue based on mathematical prototyping of energy processes [17–19] for forecasting the reaching of LIB thermal limit, as the regular capacity division procedure involves forming a new differential equations system for new finite capacities set.

It is assumed to use the presented thermal condition diagnosis and forecasting approach for lithium-ion current sources of on-board power systems as a thermal process digital twin [20–23], integrated into promising aircraft power system [24, 25] smart current distribution schemes.

Research methods and methodology

Mathematical prototyping of energy processes method [18–20] is the basic one for LIB thermal condition diagnosis and forecasting, which a mathematical model, meeting the basic conservation and thermodynamic laws and analytic expressions for thermal scalar field distribution can be obtained with, allowing then to forecast thermal changes taking into consideration the known influencing factors.

The following general form of mathematical prototyping of energy processes equations presentation [19] should be used for thermodynamical problems:

$$\begin{cases}
 dW = dU - T^* dS, \\
 dS = \sum_{i=1}^{m_U} \frac{\delta Q_i}{T_i}, \\
 U = \sum_{i=1}^{m_U} U_i + \sum_{i=\overline{m_U+1}}^{\overline{m_U}} \Phi_i, \\
 d\Phi_i = -\sum_{k=1}^{m_x} X_{i,k}^o dx_k, \quad i = \overline{m_U+1}, \overline{m_U}, \\
 \frac{dx_k}{dt} = \sum_{r=1}^{m_{Ax}} b_{k,r} \frac{\Delta x_r}{dt} + \left(\frac{dx_k}{dt} \right)_{ext} + \left(\frac{dx_k}{dt} \right)_{ext}^{(cn)}, \quad k = \overline{1, m_x}, \\
 \frac{dU_i}{dt} = \frac{\delta Q_i}{dt} - \sum_{k=1}^{m_x} X_{i,k} \frac{dx_k}{dt}, \quad i = \overline{1, m_U}, \\
 \frac{\delta Q_i}{dt} = \sum_{j=1}^{i-1} \frac{\delta Q_{i,j}^{(nep)}}{dt} - \sum_{j=i+1}^{m_U} \frac{\delta Q_{j,i}^{(nep)}}{dt} + \sum_{r=1}^{m_{Ax}} \beta_{i,r} \frac{\delta Q_r^{(HEK)}}{dt} + \left(\frac{\delta Q_i}{dt} \right)_{ext} + \left(\frac{\delta Q_i}{dt} \right)_{ext}^{(cn)}, \quad i = \overline{1, m_U}, \\
 \frac{\delta Q_r^{(HEK)}}{dt} = \left(\sum_{k=1}^{m_x} \left(\sum_{l=1}^{m_U} X_{l,k} + \sum_{l=\overline{m_U+1}}^{\overline{m_U}} X_{l,k}^o \right) b_{k,r} \right) \frac{\Delta x_r}{dt}, \quad r = \overline{1, m_{Ax}}, \\
 \Delta F_{Ax,r} = \left(\sum_{i=1}^{m_U} \beta_{i,r} \frac{T^*}{T_i} \right) \left(\sum_{k=1}^{m_x} \left(\sum_{l=1}^{m_U} X_{l,k} + \sum_{l=\overline{m_U+1}}^{\overline{m_U}} X_{l,k}^o \right) b_{k,r} \right), \quad r = \overline{1, m_{Ax}}, \\
 \Delta F_{Q_{i,j}} = \frac{T^*}{T_i} - \frac{T^*}{T_j}, \quad j = \overline{1, j-1}, \quad i = \overline{2, m_U}, \\
 \frac{\Delta x_r}{dt} = \sum_{l=2}^{m_U} \sum_{g=1}^{l-1} a_{Ax,r}^{Q_{l,g}} \Delta F_{Q_{l,g}} + \sum_{q=1}^{m_{Ax}} a_{Ax,r}^{Ax,q} \Delta F_{Ax,q}, \quad r = \overline{1, m_{Ax}}, \\
 \frac{\delta Q_{i,j}^{(nep)}}{dt} = \sum_{l=2}^{m_U} \sum_{g=1}^{l-1} a_{Q_{i,j}}^{Q_{l,g}} \Delta F_{Q_{l,g}} + \sum_{q=1}^{m_{Ax}} a_{Q_{i,j}}^{Ax,q} \Delta F_{Ax,q}, \quad j = \overline{1, i-1}, \quad i = \overline{2, m_U},
 \end{cases} \quad (1)$$

where U_i – energetic degrees of freedom (EDF) inner energies, which are the system condition coordinates;

x_k – other condition coordinates (condition coordinates vector plane);

Q_i – the i -th quantity of thermal component of the EDF system obtained;

$b_{k,r}$ – topology matrix components, commonly obtained from conservation laws;

$\left(\delta Q_i / dt \right)_{ext}$, $\left(\delta Q_i / dt \right)_{ext}^{(cn)} (dx_k / dt)_{ext}$ – external thermal streams in and out of EDF system and their occasional components;

$(dx_k / dt)_{ext}^{(cn)}$ – external streams in and out of

other condition coordinates system(s) and their occasional components;

$Q_{i,j}^{(nep)}$ – thermal volumes between the EDF (destination from the smaller values to the bigger ones is considered to be the positive direction of every thermal between the EDFs);

Δx_r – other processes coordinates besides thermal shift between the EDFs;

$Q_r^{(HEK)}$ – uncompensated thermals, arisen during physical and chemical processes (irreversible work shifting into thermal);

$\beta_{i,r} > 0$ – uncompensated thermal propor-

tions by EDFs, meeting $\sum_{i=1}^{m_U} \beta_{i,r} = 1$ condition;

$T_i > 0$ – the EDF temperatures;
 $X_{i,k}$ – thermodynamic potentials of essential EDFs interaction by x_k condition coordinates;
 $\Delta F_{Qi,j}$ – dynamic powers, thermal shift between EDFs driving processes;
 $\Delta F_{\Delta x,r}$ – dynamic powers, driving the other processes;
 T^* – the reference temperature, which the W system free energy is set through;
 $\Delta a_{Qi,j}^{Ql,g}$, $\Delta a_{Qi,j}^{\Delta z,q}$, $\Delta A_{\Delta x,r}^{Ql,g}$, $\Delta A_{\Delta x,r}^{\Delta x,q}$ – positive dissipative matrix components;
 S – system entropy;
 U – total system inner energy;
 Φ_i – EDFs interaction energies.

Setting the problem

The equilibrium thermodynamic system, in which all the components (finite capacities) are of constant thermal capacity and conductivity, thermolysis coefficients between the adjacent elements are also the constant ones, all the capacities are set by inequation systems and planes, parallel to the Cartesian coordinate system planes, is the subject of the given research.

The battery having a single electrode, both positive and a negative one (fig. 1), with an electrolyte in between, is then the object. Component densities and ohmic resistances are all constant ones. There are the extra areas (finite capacities) between the battery, imitating the area environment, which the inner boundary the temperature is constant on.

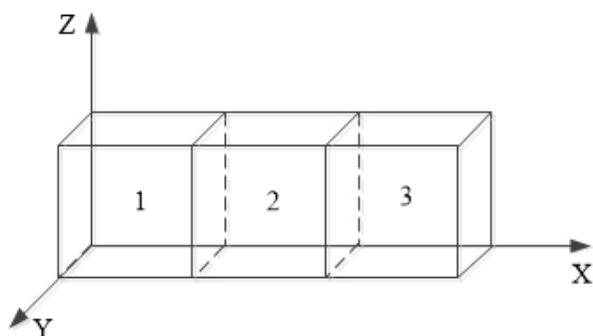


Fig. 1. Spatial model of the battery

The general matrix differential equation of a variable plane based on mathematical prototyping of energy processes method is made for temperature distribution calculation in the battery researched:

$$C\rho V \frac{dT}{dt} = AT + T_{0l}T_0 + Q, \quad (2)$$

where C – thermal conductivity matrix of the researched objects;

ρ – matrix of capacity densities;

$T = (T_1, \dots, T_n)^T$ – column vector of every capacity temperature;

n – capacity quantity, which all the researched space is divided into, this quantity increases after the division, which all the matrixes of equation (2) changing;

A – matrix for thermal conductivity, thermal transfer and thermolysis surface areas;

T_{0l} – matrix for conductivity thermal transfer with the environment;

T_0 – environment temperature;

Q – inner thermal source due to currents in electrodes and an electrolyte.

With $K = C\rho V$

$$K \frac{dT}{dt} = AT + T_{0l}T_0 + Q \quad (3)$$

is obtained.

It is necessary to divide subsequently the capacities, calculate all capacity temperature dynamics change and form thermal dynamic scalars analytic functions for the given geometry of the researched space in accordance with modified finite capacities method procedure.

Mathematical model equation synthesis algorithm

The quantity of equations in the model (all the matrix planes) and all the matrixes K, A, T_{0l}, Q themselves in equation (3) both change while implementing the given method, which is its fundamental problem. Changes in all

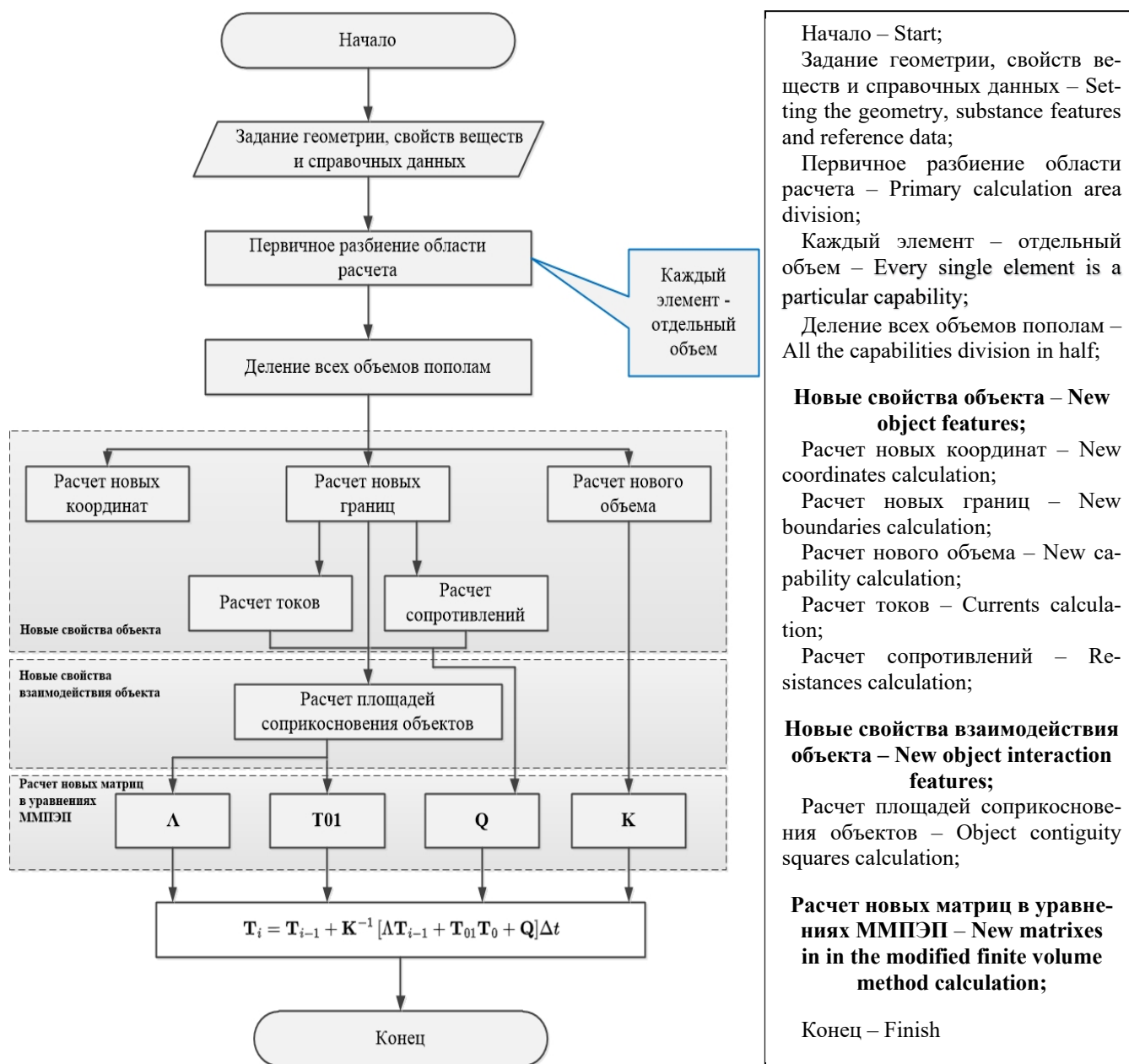


Fig. 2. The algorithm for the synthesis of thermal conductivity equations in the division of elements in the modified finite volume method

volume geometrical parameters are the first ground for it.

There is the algorithm of equation (3) forming and matrixes recalculation in Figure 2. Equation (3) is then presented as differential figure integration equation with Eyler's method.

$$T_i = T_{i-1} + K^{-1} (\Delta T_{i-1} + T_{0i} T_0 + Q) \Delta t. \quad (4)$$

Recalculation procedures are divided into two steps: forming the new object features after

division and new system features, responsible for object interaction (thermal transfer in the given case), which is the algorithm peculiarity.

New object essential feature determination procedure is quite simplified due to use of object-focused programming technology: all substance features (thermal conductivity, thermal capacity, density, specific ohmic resistance, current densities at all the coordinates), along with integral features (mass, volume, ohmic resistance, mass centre coordinates) calculation

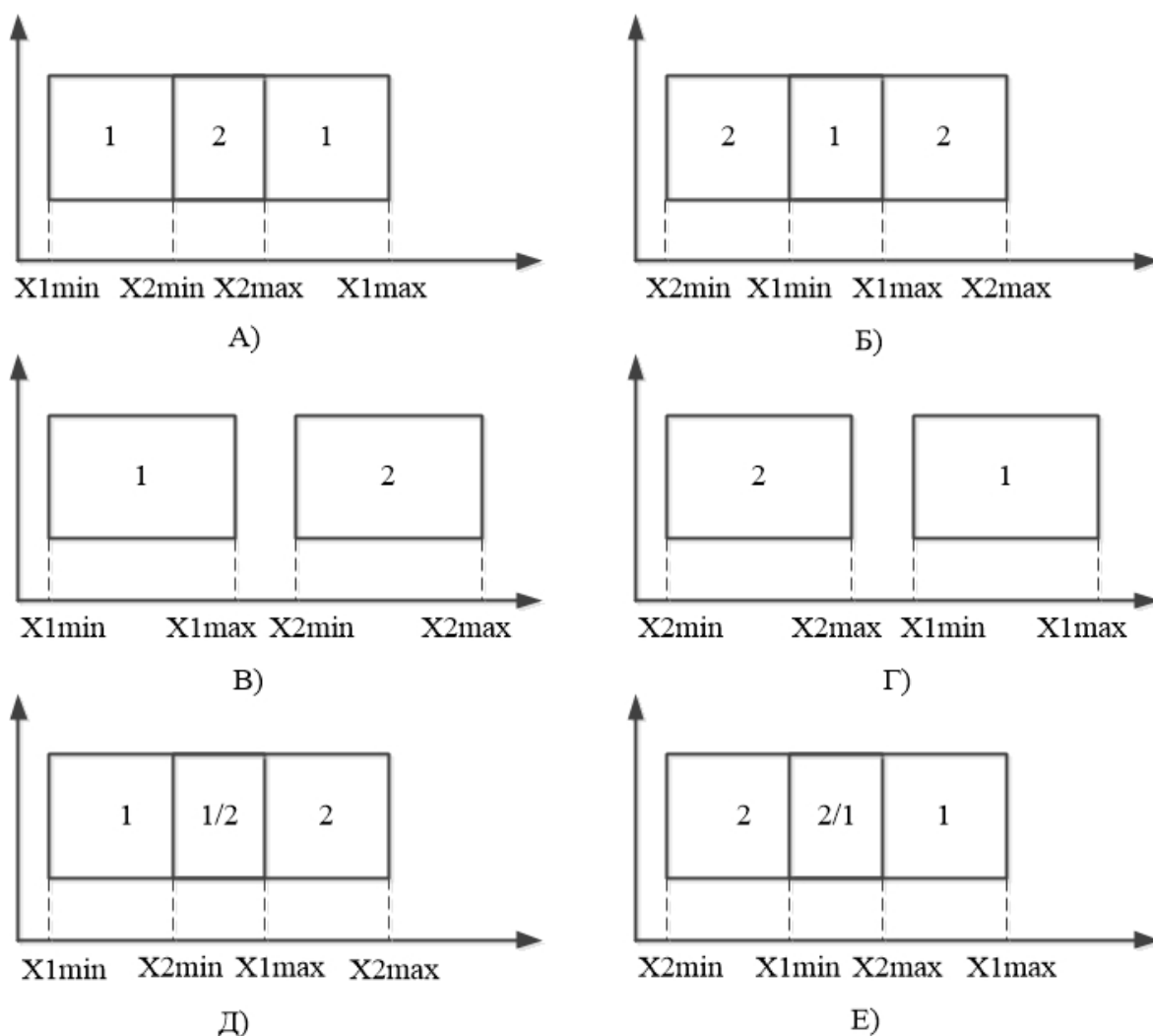


Fig. 3. Possible combinations of the intersection of the faces of two volumes along the X-axis that are in the same plane

methods are inherited from parental objects after division. Only boundary space coordinates are redetermined depending on division concept. Volume division in half at all the Cartesian coordinates is observed in the given paper – that is the new object boundary coordinate determination procedure is simplified due to without violating the general principle of mathematical model forming. These features are used for **K** and **Q** matrixes determination.

The procedure of new object interaction features determination, which is to be run again for all the system objects after the division, should be observed particularly. These features are necessary for thermal transfer parameter determination, primarily depending on their contiguity surface area.

Besides the new interacting couples multitude it is necessary to determine thermal transfer coefficients (during object interaction from different substances) or thermal conductivity coefficients (for the same substances in the object couple). These features are used for **A** and **T₀₁** matrixes forming.

It is necessary to observe all the couples of the system object multitude, which is the procedure peculiarity, then there are 6 interaction variants for all the coordinates (x, y, z) of all the volumes couples in case the object faces are in the same plane:

variants 1 and 2 – the second object boundary surface area is within the first object surface area (fig. 3, A, B) or the first object boundary

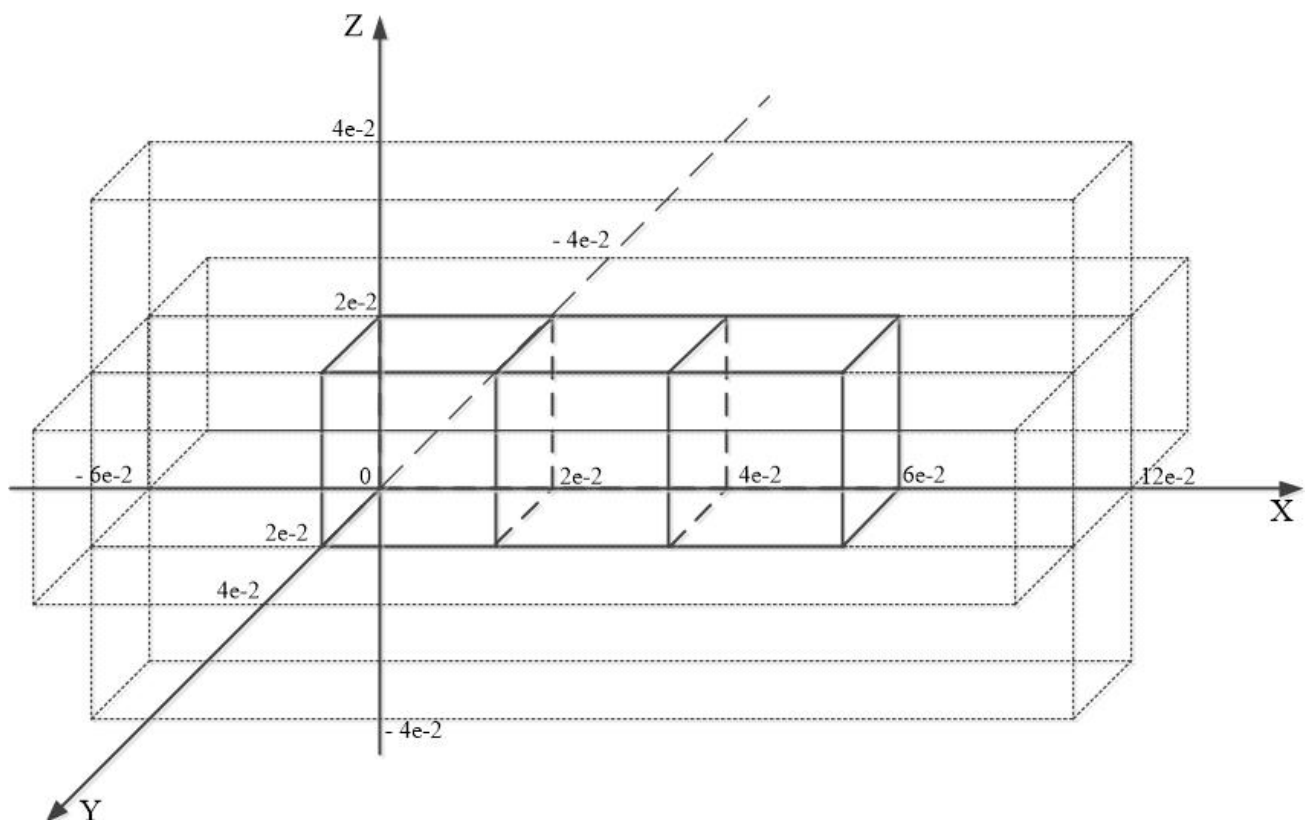


Fig. 4. The initial scheme for calculating the temperature field of a lithium-ion battery

surface area is within the second object surface area;

variants 3 and 4 – surface areas do not overlap (fig. 3, B, Г);

variants 5 and 6 – surface area overlapping, during which every couple object surface areas overlap only partly (fig. 3, Д, Е).

Research results

The presented synthesis algorithm is implemented in Python environment with object-focused technology use. The following procedures are implemented in program complex:

- the initial material features reference data setting;
- forming a fundamental “volume” unit, which is a predecessor of all the new units;
- forming a unit collection, inherited from the fundamental one and their interaction parameter determination;
- object division (in half with a plane) at all the Cartesian coordinates;

- geometrical parameters and K, A, T_{0l} and Q matrixes calculation;

- support procedures.

Numerical experiments demonstrated that the given method allows to determine temperature field and obtain thermal scalar field analytical functions quite accurately even having done a small amount of divisions and, consequently, having obtained a small amount of object which the researched space is divided into.

There is the initial battery geometry in Figure 4:

- $X(0; 0,02); Y(0; 0,02); Z(0; 0,02)$ – volume for modelling the electrode 1;
 - $X(0,02; 0,04); Y(0; 0,02); Z(0; 0,02)$ – volume for modelling an electrolyte;
 - $X(0,04; 0,06); Y(0; 0,02); Z(0; 0,02)$ – volume for modelling the electrode 2;
- and extra air volumes:
- $X(-0,06; 0); Y(0; 0,02); Z(0; 0,02)$ – volume for modelling air boundary with electrode 1 (by X axis);

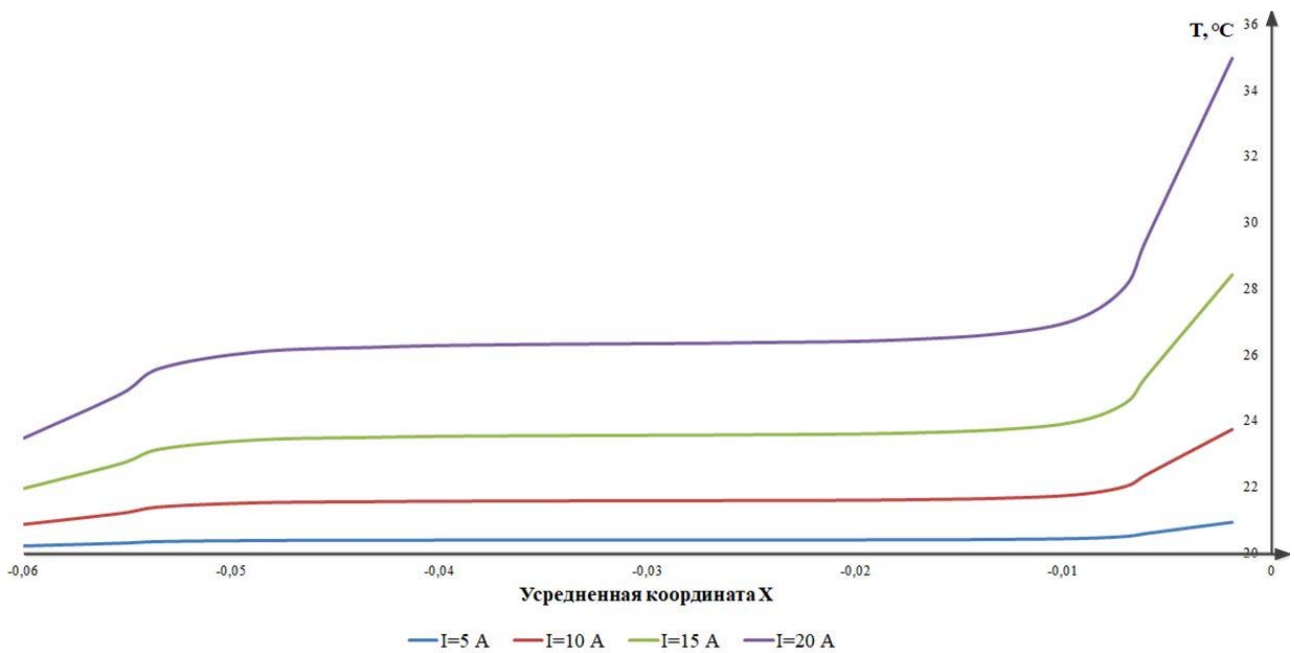


Fig. 5. Temperature distribution inside the volume $X = (-0,06; 0)$; $Y = (0; 0,02)$; $Z = (0; 0,02)$ when dividing by coordinate X (Усредненная координата X – Mean X coordinate)

- $X(0,06; 0,12)$; $Y(0; 0,02)$; $Z(0; 0,02)$ – volume for modelling air boundary with electrode 2 (by X axis);

- $X(-0,06; 0,12)$; $Y(0; 0,02)$; $Z(0,02; 0,04)$ – volume for modelling the above air boundary with the battery (by Z axis);

- $X(-0,06; 0,12)$; $Y(0; 0,02)$; $Z(-0,04; 0)$ – volume for modelling the below air boundary with the battery (by Z axis);

- $X(-0,06; 0,12)$; $Y(0,04; 0,02)$; $Z(0; 0,02)$ – volume for modelling the front air boundary with the battery (by Y axis);

- $X(-0,06; 0,12)$; $Y(-0,04; 0)$; $Z(0; 0,02)$ – volume for modelling the back air boundary with the battery (by Y axis).

Temperature field was calculated with the modified finite volumes method for the initial scheme (fig. 4). Temperature field was calculated for air volumes. The results are presented in Figures 5–7.

Judging by graphs in Figures 5–7 obtained, area above the electrolyte is the most heated one, which matches the experiment results. The data obtained may be used for forming the analytical expression, which lithium-ion battery pre-failure stages diagnosis method will be based on.

Conclusion

1. Automatical thermal conduction equation synthesis algorithm is obtained through modified finite volume method, involving space division during calculation, with, consequently, equation synthesis at every iteration required.

2. The algorithm is implemented in the Python object-focused program environment for lithium-ion battery fundamental prismatic geometry, graphs of temperature dependence on space coordinates, analysis of which has demonstrated the appropriate resemblance with genuine physical processes, are obtained.

3. The equation synthesis algorithm presented is developed considering the assumption about all the volumes presented as rectangular parallelepipeds, which faces are parallel to the basic Cartesian coordinates planes. It is necessary to revise some of the algorithm procedures for any other division shape.

4. The direct forming of electrotechnical aircraft equipment temperature scalar field analytical dynamic models is the development of the algorithm presented.

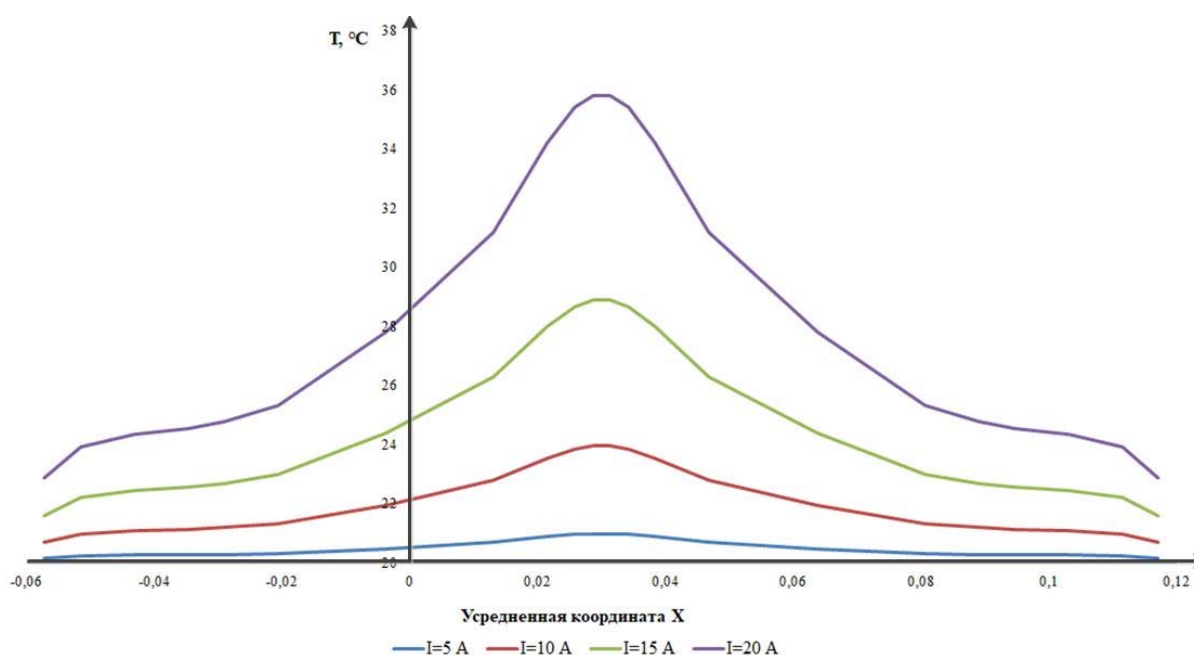


Fig. 6. Temperature distribution inside the volume $X = (-0,06; 0,12)$; $Y = (0,00; 0,02)$; $Z = (0,02; 0,04)$ when dividing by coordinate X (Усредненная координата X – Mean X coordinate)

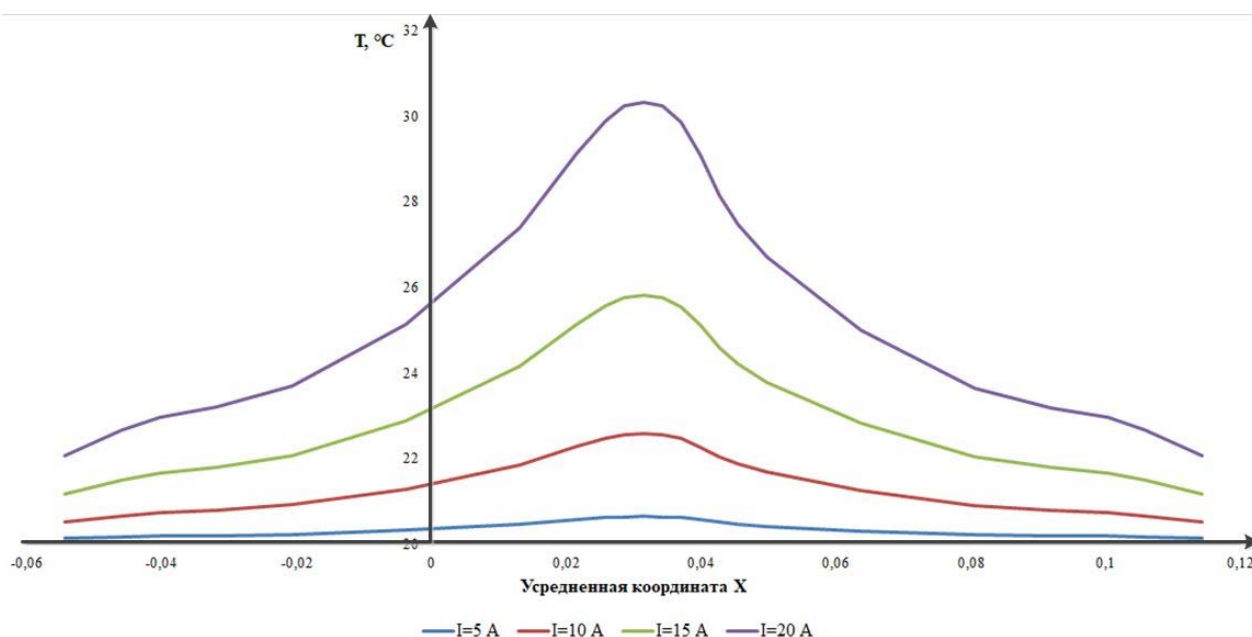


Fig. 7. Temperature distribution inside the volume $X = (-0,06; 0,12)$; $Y = (0,02; 0,04)$; $Z = (-0,02; 0,04)$ when dividing by coordinate X (Усредненная координата X – Mean X coordinate)

References

1. Schefer, H., Mallwitz, R., Fauth, L. (2020). Discussion on electric power supply systems for all electric aircraft. *IEEE Access*,

vol. 8, pp. 84188–84216. DOI: 10.1109/ACCESS.2020.2991804 (accessed: 13.01.2024).

2. Kudryakov, S.A., Bunas, K.V. (2019). Analysis of the state and trends in the development of aviation power supply systems. *Molodoy uchenyy*, no. 40 (278), pp. 19–21. (in Russian)

3. Arzamastseva, V.A., Sagitov, D.I. (2024). Trends and prospects for the development of aviation electrical equipment. *Dostizheniya nauki i obrazovaniya*, no. 2 (93), pp. 4–6. (in Russian)
4. Khalyutin, S.P., Davidov, A.O. (2019). Aircraft electrical power systems specific properties evaluation. *Elektropitaniye*, no. 2, pp. 43–54. (in Russian)
5. Sokolov, O.A., Melikhov, I.P. (2023). Application of aviation batteries. *Alleya nauki*, vol. 1, no. 10 (85). pp. 209–219. (in Russian)
6. Shesterikova, D.S., Obroкова, E.I., Grigoreva, M.D. (2021). Trends in the development of electric-powered aircraft. *XXV Tupolevskiyе chteniya (shkola molodykh uchenykh): sbornik trudov Mezhdunarodnoy molodezhnoy nauchnoy konferentsii, posvyashchennyy 60-letiyu so dnya osushchestvleniya Pervogo poleta cheloveka v kosmicheskoye prostranstvo i 90-letiyu Kazanskogo issledovatel'skogo universiteta im. A.N. Tupoleva – KAI*. Kazan: Izdatel'stvo IP Sagiyeva A.R., pp. 384–390. (in Russian)
7. Zhang, H., Fotouhi, A., Auger, D.J., Lowe, M. (2024). Battery temperature prediction using an adaptive neuro-fuzzy inference system. *Batteries*, vol. 10, no. 3, ID: 85. DOI: 10.3390/batteries10030085 (accessed: 13.01.2024).
8. Aiello, L., Ruchti, P., Vitzthum, S., Coren, F. (2024). Influence of pressure, temperature and discharge rate on the electrical performances of a commercial pouch li-ion battery. *Batteries*, vol. 10, no. 3, ID: 72. DOI: 10.3390/batteries10030072 (accessed: 13.01.2024).
9. Li, W., Xie, Y., Li, W., Wang, Y., Dan, D., Qian, Y., Zhang, Y. (2024). A novel quick temperature prediction algorithm for battery thermal management systems based on a flat heat pipe. *Batteries*, vol. 10, no. 1, ID: 19. DOI: 10.3390/batteries10010019 (accessed: 13.01.2024).
10. Kafadarova, N., Sotirov, S., Herbst, F., Stoyanova, A., Rizanov, S. (2023). A system for determining the surface temperature of cylindrical lithium-ion batteries using a thermal imaging camera. *Batteries*, vol. 9, no. 10, ID: 519. DOI: 10.3390/batteries9100519 (accessed: 13.01.2024).
11. Wang, X., Zhang, Y., Deng, Y., Yuan, Y., Zhang, F., Lv, S., Zhu, Y., Ni, H. (2023). Effects of different charging currents and temperatures on the voltage plateau behavior of li-ion batteries. *Batteries*, vol. 9, no. 1, ID: 42. DOI: 10.3390/batteries9010042 (accessed: 13.01.2024).
12. Spitthoff, L., Burheim, O.S., Shearing, P.R. (2021). Temperature, ageing and thermal management of lithium-ion batteries. *Energies*, vol. 14, no. 5, ID: 1248. DOI: 10.3390/en14051248 (accessed: 13.01.2024).
13. Kong, D., Gongquan, W., Ping, P., Wen, J. (2021). Numerical investigation of thermal runaway behavior of lithium-ion batteries with different battery materials and heating conditions. *Applied Thermal Engineering*, vol. 189, ID: 116661. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2021.116661 (accessed: 13.01.2024).
14. Smelkov, G.I., Pehotikov, V.A., Bokov, G.V., Nazarov, A.A. (2022). Fire safety problems of the thermal acceleration mode in lithium storage batteries. *Fire safety*, no. 4 (109), pp. 73–79. DOI: 10.37657/vniipo.pb.2022.109.4.008 (in Russian)
15. Kharlamenkov, A.S. (2022). The fire hazard of the use of lithium-ion batteries in Russia. *Fire and Explosion Safety*, vol. 31, no. 3, pp. 96–102. (in Russian)
16. Keller, M.V., Savenko, A.E. (2023). Assessment, monitoring and safety during thermal heating for lithium-ion batteries. *Bulletin of Kerch State Marine Technological University. Series: Marine Technology*, no. 1, pp. 23–31. (in Russian)
17. Punt, E.A., Khalyutin, S.P., Troshin, M.O., Starostin, I.E. (2023). Modified finite volume method study for numerical calculation of lithium battery temperature. *2023 IEEE 24th International Conference of Young Professionals in Electron Devices and Materials (EDM)*, pp. 1230–1234. DOI: 10.1109/EDM58354.2023.10225111
18. 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, no. 4, ID: 1933. DOI: 10.3390/en16041933 (accessed: 13.01.2024).
19. 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)

20. Starostin, I.E., Khalyutin, S.P. (2023). Obtaining analytical solutions to equations of the method of mathematical prototyping of energy processes using neural networks. In: *XVI Vse-rossiyskaya multikonferentsiya po problemam upravleniya (MKPU-2023): Materialy multikonferentsii. V 4-kh tomakh. Tom 3.* Volgograd: Volgogradskiy gosudarstvennyy tekhnicheskii universitet, pp. 80–82. (in Russian)

21. Brucherseifer, E., Fay, A. (2021). Digital Twins. *at – Automatisierungstechnik*, vol. 69, no. 12, pp. 1023–1025. DOI: 10.1515/auto-2021-0155

22. Fimushin, A.S., Slavinsky, A.S., Kapustin, A.V. (2023). Digital technologies in the control and forecasting of the technical condition of aviation equipment. In: *Aktualnyye problemy i perspektivy razvitiya grazhdanskoy aviatsii: sbornik trudov XII Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii, posvyashchennoy prazdnovaniyu 100-letiya otechestvennoy grazhdanskoy aviatsii.* Irkutsk: MGTU GA, pp. 170–175. (in Russian)

23. Punt, E.A., Khalyutin, S.P. (2021). Formation of thermal portraits of electrical devices based on the finite element method. *2021 IEEE 22nd International Conference of Young Professionals in Electron Devices and Materials (EDM)*. Russia, Souzga, the Altai Republic, pp. 310–314. DOI: 10.1109/EDM 52169.2021.9507697

24. Khalyutin, S.P. (2020). Aircraft electrical power distribution system – equipment diagnostics and prognostics center. *Elektropitaniye*, no. 2, pp. 4–14. (in Russian)

25. Pyastolov, A.V., Sagitov, D.I. (2023). Analysis of aircraft equipment control systems. *Izvestiya Tul'skogo Gosudarstvennogo Universiteta. Tekhnicheskiye Nauki*, no. 11, pp. 697–703. DOI: 10.24412/2071-6168-2023-11-697-698 (in Russian)

Список литературы

1. Schefer H., Mallwitz R., Fauth L. Discussion on electric power supply systems for all electric aircraft [Электронный ресурс] // IEEE Access. 2020. Vol. 8. Pp. 84188–84216. DOI: 10.1109/ACCESS.2020.2991804 (дата обращения: 13.01.2024).

2. Кудряков С.А., Бунас К.В. Анализ состояния и тенденции развития авиационных систем электроснабжения // Молодой ученый. 2019. № 40 (278). С. 19–21.

3. Арзамасцева В.А., Сагитов Д.И. Тенденции и перспективы развития авиационного электрооборудования // Достижения науки и образования. 2024. № 2 (93). С. 4–6.

4. Халютин С.П., Давидов А.О. Оценка удельных свойств энергосистем самолетов на электрической тяге // Электропитание. 2019. № 2. С. 43–54.

5. Соколов О.А., Мелихов И.П. Применение авиационных аккумуляторных батарей // Аллея науки. 2023. Т. 1, № 10 (85). С. 209–219.

6. Шестерикова Д.С., Оброкова Е.И., Григорьева М.Д. Тенденции развития летательных аппаратов на электрической тяге // XXV Туполевские чтения (школа молодых ученых): сборник трудов Международной молодежной научной конференции, посвященной 60-летию со дня осуществления первого полета человека в космическое пространство и 90-летию Казанского национального исследовательского технического университета им. А.Н. Туполева – КАИ, Казань, 10–11 ноября 2021 года. Казань: Изд-во ИП Сагиева А.Р., 2021. С. 384–390.

7. Zhang H. Battery temperature prediction using an adaptive neuro-fuzzy inference system / H. Zhang, A. Fotouhi, D.J. Auger, M. Lower [Электронный ресурс] // Batteries. 2024. Vol. 10, no. 3. ID: 85. DOI: 10.3390/batteries10030085 (дата обращения: 13.01.2024).

8. Aiello L. Influence of pressure, temperature and discharge rate on the electrical performances of a commercial pouch li-ion battery / L. Aiello, P. Ruchti, S. Vitzhum, F. Coren [Электронный ресурс] // Batteries. 2024.

Vol. 10, no. 3. ID: 72 DOI: 10.3390/batteries10030072 (дата обращения: 13.01.2024).

9. **Li W.** A Novel quick temperature prediction algorithm for battery thermal management systems based on a flat heat pipe / W. Li, Y. Xie, W. Li, Y. Wang, D. Dan, Y. Qian, Y. Zhang [Электронный ресурс] // Batteries. 2024. Vol. 10, no. 1. ID: 19. DOI: 10.3390/batteries10010019 (дата обращения: 13.01.2024).

10. **Kafadarova N.** A system for determining the surface temperature of cylindrical lithium-ion batteries using a thermal imaging / N. Kafadarova, S. Sotirov, F. Herbst, A. Stoyanova, S. Rizanov [Электронный ресурс] // Batteries. 2023. Vol. 9, no. 10. ID: 519. DOI: 10.3390/batteries9100519 (дата обращения: 13.01.2024).

11. **Wang X.** Effects of different charging currents and temperatures on the voltage plateau behavior of li-ion batteries / X. Wang, Y. Zhang, Y. Deng, Y. Yuan, F. Zhang, S. Lv, Y. Zhu, H. Ni [Электронный ресурс] // Batteries. 2023. Vol. 9, no. 1. ID: 42. DOI: 10.3390/batteries9010042 (дата обращения: 13.01.2024).

12. **Spitthoff L., Burheim O.S., Shearing P.R.** Temperature, ageing and thermal management of lithium-ion batteries [Электронный ресурс] // Energies. 2021. Vol. 14, no. 5. ID: 1248. DOI: 10.3390/en14051248 (дата обращения: 13.01.2024).

13. **Kong D.** Numerical investigation of thermal runaway behavior of lithium-ion batteries with different battery materials and heating conditions / D. Kong, W. Gongquan, P. Ping, J. Wen [Электронный ресурс] // Applied Thermal Engineering. 2021. Vol. 189. ID: 116661. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2021.116661 (дата обращения: 13.01.2024).

14. **Смелков Г.И.** Проблемы пожарной безопасности режима теплового разгона в литиевых аккумуляторных батареях / Г.И. Смелков, В.А. Пехотиков, Г.В. Боков, А.А. Назаров // Пожарная безопасность. 2022. № 4 (109). С. 73–79. DOI: 10.37657/vniipo.pb.2022.109.4.008

15. **Харламенков А.С.** Пожарная опасность применения литий-ионных аккумуляторов в России // Пожаровзрывобезопасность. 2022. Т. 31, № 3. С. 96–102.

16. **Келлер М.В., Савенко А.Е.** Оценка, наблюдение и обеспечение безопасности при термическом нагреве для литий-ионных аккумуляторов // Вестник Керченского государственного морского технологического университета. Серия: Морские технологии. 2023. № 1. С. 23–31.

17. **Punt E.A.** Modified finite volume method study for numerical calculation of lithium battery temperature / E.A. Punt, S.P. Khalyutin, M.O. Troshin, I.E. Starostin // 2023 IEEE 24th International Conference of Young Professionals in Electron Devices and Materials (EDM). 2023. pp. 1230–1234. DOI: 10.1109/EDM58354.2023.10225111

18. **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, no. 4. ID: 1933. DOI: 10.3390/en16041933 (дата обращения: 13.01.2024).

19. **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.

20. **Старостин И.Е., Халютин С.П.** Виды и формы представления основных уравнений метода математического прототипирования энергетических процессов // XVI Всероссийская мультиконференция по проблемам управления (МКПУ-2023): материалы мультиконференции. В 4-х тт. Т. 3. Волгоград, 11–15 сентября 2023 года. Волгоград: Волгоградский государственный технический университет, 2023. С. 80–82.

21. **Brucherseifer E., Fay A.** Digital Twins // Automatisierungstechnik. 2021. Vol. 69, no. 12. Pp. 1023–1025. DOI: 10.1515/auto-2021-0155

22. **Фимушин А.С., Славинский А.С., Капустин А.В.** Цифровые технологии в вопросах контроля и прогнозирования технического состояния авиационной техники // Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации: сборник трудов XII Международной научно-практической конференции, посвященной празднованию

100-летия отечественной гражданской авиации. Иркутск, 12–13 октября 2023 года. Иркутск: МГТУ ГА, 2023. С. 170–175.

23. Punt E.A., Khalyutin S.P. Formation of thermal portraits of electrical devices based on the finite element method // 2021 IEEE 22nd International Conference of Young Professionals in Electron Devices and Materials (EDM). Russia, Souzga, the Altai Republic, 2021. Pp. 310–314. DOI: 10.1109/EDM52169.2021.9507697

24. Халютин С.П. Система распределения электроэнергии воздушных судов – центр диагностирования и прогнозирования состояния авиационного электрооборудования // Электропитание. 2020. № 2. С. 4–14.

25. Пястолов А.П., Сагитов Д.И. Анализ систем контроля авиационного оборудования // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2023. № 11. С. 697–703. DOI: 10.24412/2071-6168-2023-11-697-698

Information about the autor

Elena A. Punt, Postgraduate student of the Electrical Engineering and Aviation Electrical Equipment Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, e.punt@mstuca.aero.

Сведения об авторе

Пунт Елена Александровна, аспирант кафедры электротехники и авиационного электрооборудования МГТУ ГА, e.punt@mstuca.aero.

Поступила в редакцию	11.04.2024	Received	11.04.2024
Одобрена после рецензирования	03.06.2024	Approved after reviewing	03.06.2024
Принята в печать	25.07.2024	Accepted for publication	25.07.2024

УДК 351.814.2

DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-4-63-79

Отбор кадров в службу авиационной безопасности авиапредприятия методом порогового агрегирования

П.П. Хачикян¹

¹ *Национальный исследовательский университет «Высшая школа экономики»,
г. Москва, Россия*

Аннотация: Последствиями чрезвычайных ситуаций (ЧС) в авиации являются значительные человеческие потери и внушительный материальный ущерб. Обеспечение безопасности объектов транспортной инфраструктуры является важнейшей стратегической задачей как для государства, так и для организаций-эксплуатантов. Статистика авиапроисшествий показывает, что за период с 1950 по 2019 г. произошло 614 случаев (57 % от общего числа) по причине человеческого фактора (от действий злоумышленников до ошибок пилотирования), что актуализирует проблему человеческого фактора при эксплуатации и обеспечении безопасности авиационного транспорта. По данным ИКАО, за период 2019–2021 гг. произошло 210 происшествий, погиб 641 человек. Задачей сотрудников службы авиационной безопасности (САБ) является надлежащее выполнение обязанностей по обеспечению безопасности, предотвращению нештатных и чрезвычайных ситуаций. Возложенные обязанности накладывают на сотрудников САБ особую ответственность и определяют их соответствие заданным критериям. Кадровая работа, проводимая кадровыми подразделениями авиапредприятий, направлена на отбор наиболее соответствующих должности претендентов. В статье рассматривается проблема отбора кандидатов как задача многокритериальной оценки и выбора, где элементами выступают критерии (качества) кандидата, а их взвешенные оценки заданы экспертами. Рассмотрены существующие методы отбора кадров в САБ и проблема выбора наиболее сбалансированных по своим личностным, квалификационным и другим требованиям кандидатов. Предложен способ отбора кадров в САБ методом порогового агрегирования некомпенсаторного характера, который обладает значительными преимуществами перед распространенными методами отбора с помощью суммирования баллов и вычислением среднего арифметического значения. Результаты исследования подтверждаются практическим проведенным кадровым отбором кандидатов на два авиапредприятия, в результате которого группа инспекторов САБ, отобранная с помощью метода порогового агрегирования, в большем числе успешнее прошла испытательный срок, чем группа, отобранная с применением суммирования баллов критериев. Приведенные в статье результаты позволяют рассматривать метод порогового агрегирования кандидатов в САБ авиапредприятия как перспективный способ кадрового отбора, целью которого является повышение качества обеспечения безопасности авиатранспорта, что позволит снизить риски возникновения авиационных происшествий, сохранить человеческие жизни и предотвратить значительный материальный ущерб.

Ключевые слова: авиационная безопасность, чрезвычайные ситуации (ЧС), служба авиационной безопасности (САБ), отбор персонала, отбор кадров, пороговое агрегирование.

Для цитирования: Хачикян П.П. Отбор кадров в службу авиационной безопасности авиапредприятия методом порогового агрегирования // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 4. С. 63–79. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-4-63-79

Personnel selection in the airline Aviation Security Service by using the threshold aggregation method

P.P. Hachikyan¹

¹ *National Research University “Higher School of Economics” (HSE University),
Moscow, Russia*

Abstract: The consequences of emergencies in aviation are significant fatalities and considerable material damage. Ensuring the safety of transport infrastructure facilities is an important strategic task for both the State and the operating organizations. The aviation accident statistics show that for the period from 1950 to 2019 there were 614 occurrences (57% of the total number)

due to the human factor (from malice to piloting errors), which actualizes the human-factor problem in the operation and safety of aviation transport. According to the ICAO data, 210 accidents occurred and 641 people were killed in the period 2019–2021. The task of the Aviation Security Service (ASS) employees is the proper performance of duties to ensure safety, prevent abnormal and emergency situations. The assigned duties impose special responsibility on the ASS employees and predetermine their compliance with the specified criteria. The personnel work carried out by the personnel departments of the airlines is aimed at selecting the most appropriate candidates for a position. The article considers the problem of selecting candidates as a task of multi-criteria assessment and selection, where the elements are the criteria (qualities) of a candidate, and their weighted assessments are set by experts. The existing methods of personnel selection in the ASS and the issue of choosing the candidates, who are the most balanced in their personal, qualification and other requirements, are considered. A method of selecting personnel in the ASS is proposed by the method of threshold aggregation of a non-compensatory nature, which has significant advantages over common selection methods by summing points and calculating the arithmetic mean. The results of the study are confirmed by the practical personnel selection of candidates for two airlines, as a result of which the group of ASS inspectors in a growing number, selected by using the threshold aggregation method, passed the probation period more successfully than the group selected by using the summation of criteria points. The results presented in the article allow us to consider the threshold aggregation method of candidates for the airline ASS as a promising method of personnel selection, the purpose of which is to improve the quality of air transport safety, which will reduce the risks of accidents, save human lives and prevent significant material damage.

Key words: aviation security, emergency situations, aviation security service, personnel recruitment, personnel selection, threshold aggregation.

For citation: Hachikyan, P.P. (2024). Personnel selection in the airline Aviation Security Service by using the threshold aggregation method. Civil Aviation High Technologies, vol. 27, no. 4, pp. 63–79. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-4-63-79

Введение

Обеспечение безопасности объектов транспортной инфраструктуры является важнейшей стратегической задачей как для государства, так и для организаций-эксплуатантов, непосредственно задействованных в соблюдении требований и правил отраслевого законодательства на объектах транспорта. Происшествия происходят на воздушном транспорте, при этом специфика отрасли накладывает на такие ситуации особый отпечаток – даже незначительные нарушения правил практически всегда приводят к трагическим последствиям – крушению воздушного судна, реализации теракта и другим, которые влекут значительное число жертв и внушительный материальный ущерб. В обеспечении безопасности на транспорте задействованы как сотрудники государственных правоохранительных органов и специальных служб, так и службы авиационной безопасности авиапредприятий, частные охранные предприятия. Обеспечение безопасности производится с помощью специальных технических средств (рентгеноскопическое оборудование досмотра пассажиров, устройства спектрального анализа веществ, металлодетекторы и проч.), операторами которых вы-

ступают инспекторы службы авиационной безопасности (САБ) аэропорта и иные уполномоченные должностные лица [1]. Перечисленное образует сложную эргатическую систему, в которой главенствующую роль занимает человек, непосредственно эксплуатирующий, контролирующий, а в некоторых случаях и перепроверяющий корректность работы технических устройств.

Сводная статистика авиапроисшествий в мире с 1950 г. по июль 2019 г. показывает, что 8 % (81 случай) были совершены умышленно по вине человека (к этому относятся действия злоумышленников, которые смогли реализовать свои планы), 49 % (533 случая) являлись причиной пилотирования (что также следует относить к человеческому фактору, но не в области службы авиационной безопасности), тогда как авиакатастрофы по вине технических средств составляют 23 % (253 случая) от общего числа всех катастроф¹.

Несмотря на общее временное снижение мирового пассажиропотока в связи с пандемией COVID-19 в 2020 году, число авиапро-

¹ Независимая база данных авиационных происшествий [Электронный ресурс] // [planecrashinfo.com](https://www.planecrashinfo.com/). URL: <https://www.planecrashinfo.com/cause.htm> (дата обращения: 10.01.2024).

исшествий и погибших продолжает оставаться на достаточно высоких значениях. По данным из Отчёта о безопасности Международной организации гражданской авиации (ИКАО), за период 2019–2021 гг. произошло 210 происшествий, погиб 641 человек². Согласно сведениям Межгосударственного авиационного комитета (МАК) в 2022 г. в гражданской авиации государств – участников межгосударственного соглашения о гражданской авиации и об использовании воздушного пространства произошло 39 авиационных происшествий, в том числе 15 катастроф, в которых погибло 28 человек³.

Напряженная мировая и политическая обстановка повышает вероятность возникновения террористических угроз на транспорте. По данным Национального антитеррористического комитета (НАК) Российской Федерации, с февраля 2022 г. по июнь 2023 г. было предотвращено 28 диверсий и терактов на объектах транспорта⁴. Значительное число террористических актов является следствием системных недостатков в проведении досмотровых и проверочных мероприятий со стороны служб безопасности, что также подтверждается событиями 11 сентября 2001 г. с захватом и крушениями воздушных судов в США и другими актами авиационного терроризма в мире [2].

Рассматривая процедуру отбора кадров следует отметить, что существует проблема выбора кандидата, который будет соответствовать критериям должности в полном

объеме согласно заявленным требованиям. Существует множество способов отбора кадров с помощью проведения психологических и психофизиологических тестов, интервью и проч., между тем существует проблема выбора у кадрового работника в том случае, когда кандидат может обладать рядом высоких показателей его личности и квалификации, тогда как другие показатели будут находиться на достаточно низком уровне. В случае с классическими системами отбора кадров, где различные критерии кандидата складываются в общий балл суммированием, существует проблема, когда одни низкие показатели компенсируются другими высокими, что в целом присваивает кандидату общий высокий балл. В таком случае целесообразно использовать методы отбора, которые позволяют выявить наиболее сбалансированного по своим качествам кандидата, а в случае наличия нескольких кандидатов – в удобной форме сравнить их между собой.

Вышеизложенное актуализирует проблему отбора кадров в службу авиационной безопасности и необходимость разработки и внедрения новых методов проведения кадровой работы на авиапредприятиях. Решение проблемы и отбор наиболее подходящих кандидатов на должности в САБ авиапредприятия позволит снизить риск возникновения чрезвычайных ситуаций в авиации, сохранить человеческие жизни и предотвратить значительный материальный ущерб.

Методы и методология исследования

Международными и локальными нормативно-правовыми актами стран установлен ряд критериев, которым должны соответствовать сотрудники службы авиационной безопасности^{5,6,7,8,9,10}. Вопросам отбора кад-

² ICAO Safety Report. 2022 Edition [Электронный ресурс] // ICAO, 2022. 24 с. URL: [icao.int/safety/Documents/ICAO_SR_2022.pdf](https://www.icao.int/safety/Documents/ICAO_SR_2022.pdf) (дата обращения: 11.03.2024).

³ Состояние безопасности полетов в гражданской авиации государств-участников соглашения о гражданской авиации и об использовании воздушного пространства в 2022 г. [Электронный ресурс] // МАК. М., 2023. 62 с. URL: [mak-iac.org/upload/iblock/125/c2col1aksaur3c7ou08v0rb5c8siurrv/bp-22.pdf](https://www.mak-iac.org/upload/iblock/125/c2col1aksaur3c7ou08v0rb5c8siurrv/bp-22.pdf) (дата обращения: 11.03.2024).

⁴ Известия. НАК сообщил о предотвращении 28 диверсий и терактов на транспорте с февраля 2022-го. [Электронный ресурс] // Известия. 2023. URL: iz.ru/1527474/2023-06-13/nak-soobshchil-o-predotvrashchenii-28-diversii-i-teraktov-na-transporte-s-fevralia-2022-go (дата обращения: 11.03.2024).

⁵ Дос 8973/9: Руководство по авиационной безопасности. 9-е изд. // ИКАО, 2014. 152 с.

⁶ Федеральный закон «О транспортной безопасности» от 09.02.2007 № 16-ФЗ [Электронный ресурс] // КонсультантПлюс. 2007. URL:

ров в авиации и человеческому фактору также посвящен ряд научных работ [3–8].

Исследования кандидатов на соответствие занимаемой должности, как правило, проводятся по двум направлениям: а) психодиагностика и (или) психофизиологическая диагностика; б) оценка квалификации. Исследования осуществляются как с помощью заполнения тест-опросов, так и путем проведения собеседований (интервью) профильными специалистами, разборами «кейсов», различными практическими заданиями. Основные базовые показатели кандидатов (как психологические, так и психофизиологические) оцениваются с помощью классических методик тестирования. Рассматривая такие известные методики психологической диагностики человека, как Миннесотский многоаспектный личностный опросник (MMPI), опросник

агрессии Басса – Перри (BPAQ), личностный опросник Г. Айзенка и другие известные работы, следует обратить внимание, что подсчет результатов осуществляется суммой баллов [9–15].

Научную базу большинства существующих психологических тестирований составляют данные о выборе тех или иных ответов лицами с различными диагнозами, склонными к тем или иным отклонениям и их сравнение с данными нормативной группы. Тест MMPI (или его вариации, например распространенный в странах СНГ СМИЛ) состоит из более 500 утверждений, образующих 10 основных диагностических шкал, может содержать и дополнительные шкалы [16]. На каждое из утверждений кандидат должен предоставить ответ «верно», «не верно» или «не могу сказать». Ответ, совпадающий с ключом, оценивается в один балл. На основании полученных оценок происходит построение так называемого профиля личности, в результате чего балльные оценки переводятся в вид стандартных для теста со средним значением 50 и стандартным отклонением 10, где выход за пределы отклонения будет рассматриваться как та или иная патология или особенность личности, в зависимости от силы отклонения [17]. Пример подсчета баллов и оценки кандидата по такому тесту будет выглядеть таким образом, что показания от 30 до 70 могут рассматриваться как варианты нормы или незначительных особенностей, тогда выход за 70 и 30 соответственно – как более серьезные изменения (рис. 1).

По результатам подобных тестов наиболее предпочтительными будут кандидаты с наиболее сбалансированными и умеренными чертами характера, личности. Определенную опасность относительно стабильности (в долгосрочной перспективе) и взвешенности действий у будущего работодателя, тем более на ответственных должностях, связанных с противодействием нарушителям (преступникам, террористам и др.), могут вызывать сотрудники с ярко выраженными чертами характера и крайними особенностями личности, что подтверждает теория акцентуации, изложенная в трудах К. Леонгарда [18].

https://www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_66069/ (дата обращения: 11.03.2024).

⁷ Федеральная система подготовки персонала в области авиационной безопасности (Национальная программа подготовки персонала в области авиационной безопасности) [Электронный ресурс] // Минтранс РФ. 2019. URL: <https://mintrans.gov.ru/documents/7/9960> (дата обращения: 11.03.2024).

⁸ Федеральная система обеспечения авиационной безопасности (Национальная программа авиационной безопасности) [Электронный ресурс] // Минтранс РФ. 2019. URL: <https://mintrans.gov.ru/documents/7/9958> (дата обращения: 11.03.2024).

⁹ Приказ Минтранса России от 21.08.2014 № 231 «Об утверждении Требований к знаниям, умениям, навыкам сил обеспечения транспортной безопасности, личностным (психофизиологическим) качествам, уровню физической подготовки отдельных категорий сил обеспечения транспортной безопасности, включая особенности проверки соответствия знаний, умений, навыков сил обеспечения транспортной безопасности, личностных (психофизиологических) качеств, уровня физической подготовки отдельных категорий сил обеспечения транспортной безопасности применительно к отдельным видам транспорта» [Электронный ресурс] // Гарант. 2017. URL: <https://base.garant.ru/70765790/> (дата обращения: 11.03.2024).

¹⁰ Проект Приказа Минтруда России «Об утверждении профессионального стандарта «Специалист транспортной и авиационной безопасности на воздушном транспорте гражданской авиации» (по состоянию на 06.02.2020) [Электронный ресурс] // Гарант. 2020. URL: <https://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/56722332/> (дата обращения: 11.03.2024).

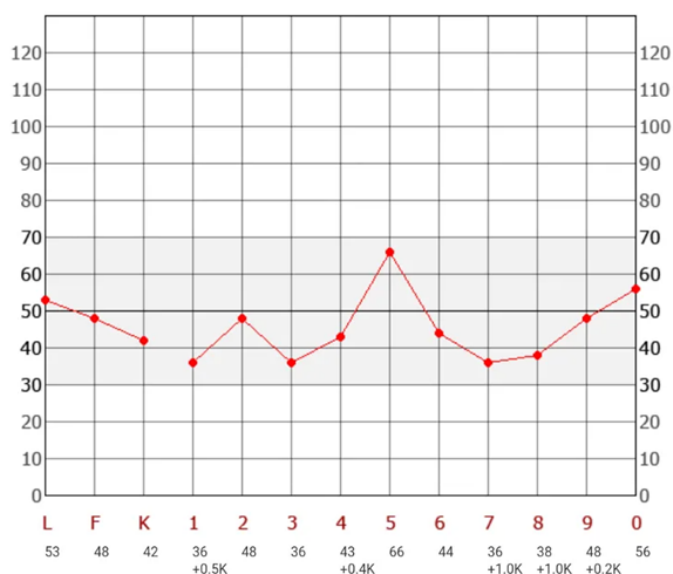


Рис. 1. Пример значения оценки личности по тесту СМЛРМ
Fig. 1. An example of the personality assessment value on the SMPRM (standardized multi-factorial personality research method) test

В качестве критериев в рамках проведенного исследования были установлены: опыт работы, физические качества (сила, выносливость и проч.), стрессоустойчивость, коррупционная устойчивость, уровень образования, особые качества (наличие особых заслуг и достижений), мобильность и адаптивность (способность к адаптации в новых условиях, релокации и проч.). Следует отметить, что под психологическими качествами может учитываться общая психологическая оценка кандидата на основании нескольких проведенных специализированных тестов, рассмотрение которых не входит в задачи настоящего исследования. Некоторые из перечисленных критериев могут быть подтверждены документально без прямого взаимодействия с кандидатом (уровень образования – по документам об образовании, особые качества по наличию государственных и (или) ведомственных наград, благодарностей, опыт работы – по сведениям о стаже из личного дела кандидата). Критерии могут оцениваться как с помощью проведения соответствующих тестирований, так и на основании экспертных оценок по результатам проведенных с кандидатом интервью, выполнения заданий или на основании предоставленных документов.

В результате проведения тестирования кандидата и выявления психофизиологических и квалификационных показателей HR-специалист получает данные в виде набора итоговых оценок по критериям, которые должны позволить осуществить выбор наиболее пригодного кандидата. Под условным пригодным следует понимать такого кандидата, результаты тестирования которого имеют высокие баллы по большинству критериев в случае, если это сравнительное тестирование кандидатов, и не менее установленных, если задан определенный минимальный уровень по критериям (необходимый минимум). Возникает задача оценить одного кандидата сразу по нескольким критериям, которые могут не иметь общей шкалы и значительно различаться. В таком случае требуется решение подзадачи обработки и агрегирования результатов, которая требует применения различных способов.

В настоящее время распространены типовые способы агрегирования показателей кандидатов (применяемые также для подсчета оценок в системе образования, рейтинга игроков в спорте и проч.), в основе которых лежат следующие принципы подсчета итоговых результатов (баллов):

Таблица 1
Table 1

Критерии оценивания кандидатов на должность инспектора САБ
Criteria for evaluating candidates for the position of the Aviation Security Service inspector

№ п/п	Сокр. название критерия	Критерий кандидата	Описание критерия кандидата
1	ОР	Опыт работы	Опыт работы в аналогичной должности
2	ФК	Физические качества	Физические качества кандидата (группа здоровья, физическая форма)
3	ПК	Психологические качества	Моральная устойчивость, стойкость, волевые черты характера и др.
4	СУ	Стрессоустойчивость	Способность безотказно выполнять должностные обязанности в стрессовых ситуациях
5	КУ	Коррупционная устойчивость	Способность противостоять коррупционным искушениям
6	УО	Уровень образования	Общий уровень образования и знаний
7	ОК	Особые качества	Уровень особых навыков и качеств, необходимых для выполнения должностных обязанностей (наличие особых заслуг, проявление отваги и проч.)
8	МА	Мобильность и адаптивность	Готовность к переезду, релокации, адаптивность к ненормированному рабочему дню и др.

1) метод суммы баллов и его вариации. Производится суммирование баллов по всем критериям или вычисление среднеарифметического значения по всем критериям кандидата;

2) метод суммы баллов оценки с весом критерия. Вычисление среднеарифметического значения по всем критериям кандидата, где каждый критерий имеет установленный экспертами вес;

3) иные методы агрегирования и оценки критериев, информация о применении которых при проведении кадрового отбора отсутствует (метод взвешенной суммы критериев (МВСК) [19], метод ELECTRE [20], правила Борда [21] и др.).

Применение типовых методов с целью выявления соответствующего требованиям кандидата показывает на практике различные результаты, которые могут не всегда представить объективную и реалистичную картину о кандидате. В начале исследования была смоделирована условная ситуация с выбором кандидата на должность по различным типовым способам. Для этого было представлено

наличие четырех кандидатов на должность инспектора службы авиационной безопасности и сформулированы критерии для их оценивания (табл. 1).

После анализа результатов научных достижений, включающих классические методики психологического и кадрового тестирования и отбора [9–17], а также математико-психологических подходов, в том числе на основании моделей В.А. Лефевра [22, 23] и иных комбинированных моделей и методов [2], в работе предложена шкала оценок кандидата со следующими балльными показателями (табл. 2).

В результате экспертного оценивания четырех кандидатам были выставлены оценки в баллах, представленные в табл. 3.

В качестве первого примера расчета был использован метод подсчета суммы баллов и определение среднеарифметического значения итогового балла по каждому кандидату (табл. 4).

В качестве второго примера расчета использован метод, аналогичный первому, в котором дополнительно задан вес каждого кри-

Таблица 2
Table 2

Шкала оценок кандидатов на должность инспектора САБ
The rating scale of candidates for the position of the Aviation Security Service inspector

Значение оценки	Балл	Описание
Превосходно	5	Результат, превосходящий ожидания
Отлично	4	Высокий показатель
Хорошо	3	Средний показатель
Удовлетворительно	2	Удовлетворительный показатель
Неудовлетворительно	1	Удовлетворяет минимальным предъявляемым требованиям

Таблица 3
Table 3

Результаты экспертного оценивания критериев кандидатов
на должность инспектора САБ
The results of the expert evaluation of the candidates' criteria for the position of
the Aviation Security Service inspector

Кандидат	Критерии оценки							
	ОР	ФК	ПК	СУ	КУ	УО	ОК	МА
Кандидат 1	4	5	5	1	1	1	1	2
Кандидат 2	1	5	5	1	1	5	4	1
Кандидат 3	3	4	3	2	2	2	4	3
Кандидат 4	5	1	1	5	1	1	5	5

Таблица 4
Table 4

Результаты подсчета суммы баллов и определения среднеарифметического
значения балла кандидата на должность инспектора САБ
The results of calculating the sum of points and determining the arithmetic mean of
the score of a candidate for the position of the Aviation Security Service inspector

Кандидат	Критерии оценки								Сумма баллов	Средн. ариф. балл
	ОР	ФК	ПК	СУ	КУ	УО	ОК	МА		
Кандидат 1	4	5	5	1	1	1	1	2	20	2,5
Кандидат 2	1	5	5	1	1	5	4	1	23	2,9
Кандидат 3	3	4	3	2	2	2	4	3	23	2,9
Кандидат 4	5	1	1	5	1	1	5	5	24	3

терия с помощью экспертных оценок (процедура проведенного экспертного оценивания не входит в рамки настоящего исследования) (табл. 5).

Рассмотрение данных о кандидатах в обоих случаях показало: в табл. 3 единственным сбалансированным по своим критериям кандидатом является кандидат 3. Его оценки

распределились достаточно сбалансировано по всем критериям и находятся на уровне не ниже 2 баллов. Кандидаты 1, 2, 4 являются примерами несбалансированных по критериям кандидатов, которые имеют как крайне низкие показатели по ряду критериев (1 балл), так и крайне высокие (5 баллов) по другим.

Таблица 5
Table 5

Результаты подсчета суммы баллов кандидатов (заданный вес критериев, среднеарифметическое значение) на должность инспектора САБ
The results of calculating the sum of the candidates' points (the specified weight of criteria, the arithmetic mean) for the position of the Aviation Security Service inspector

Кандидат	Критерии оценки								Сумма баллов	Средн. ариф. балл
	ОР (0,5)	ФК (0,6)	ПК (0,7)	СУ (0,8)	КУ (1)	УО (0,4)	ОК (0,5)	МА (0,3)		
Кандидат 1	2	2	3	0,8	1	0,4	0,5	0,6	10,3	1,29
Кандидат 2	0,5	2	3	0,8	1	2	2	0,3	11,6	1,45
Кандидат 3	1,5	1,6	1,8	1,6	2	0,8	2	0,9	12,2	1,53
Кандидат 4	2,5	0,4	0,6	4	1	0,4	2,5	1,5	12,9	1,61

Полученные данные свидетельствуют, что результаты оценки не позволяют лицу, принимающему решение, выбрать соответствующего должности кандидата, обладающего сбалансированными параметрами, характеризующими его профессиональную пригодность для должности инспектора САБ. Указанный пример приведен для небольшого (всего четыре кандидата) числа лиц, а также 5-балльной шкалы оценивания и восьми критериев оценки (характеристик). Соответственно, при росте числа кандидатов, увеличении критериев и 10-балльной шкале задача выбора наиболее сбалансированного и пригодного кандидата еще более усложнится.

Вышеизложенный анализ позволяет сделать вывод, что при выявлении слабых и сильных сторон кандидата, происходит возникновение ситуации, при которой общая (итоговая) оценка кандидата может находиться на приемлемом уровне, тогда как фактически она будет образована на основании нескольких крайне низких показателей и одного или двух слишком высоких, которые могут иметь не превалирующую над низкими важность. Таким образом, суммирование баллов показателей кандидата или задание веса критериям не позволяет однозначно выявить наиболее соответствующего должности кандидата.

В целях проверки представленных доводов был проведен отбор сотрудников в службы авиационной безопасности (САБ) авиа-

предприятий. В процессе отбора кандидатов произведено сравнение типового способа оценки кандидатов суммированием баллов с предложенным автором способом порогового агрегирования. В результате проведен анализ показателей эффективности предлагаемого способа на практике, что подробно изложено далее по тексту статьи.

Результаты исследования

Для устранения кадрового дефицита в службах авиационной безопасности в 2022–2023 гг. организация ООО «Гособоронзаказ» проводила отбор кандидатов из числа рекомендованных бывших сотрудников правоохранительных органов и военизированных организаций (уволненных с прежних мест работы не по отрицательным мотивам) для комплектования САБ двух российских авиапредприятий, что и послужило научной базой для проведения данного исследования. В рамках охраны персональных данных, конфиденциальной информации и коммерческой тайны авиапредприятий данные о кандидатах и конечных заказчиках исследования не приводятся.

В исследовании рассматривалось 30 кандидатов, которые были разделены на две равные группы (группы 1 и 2, табл. 6–7). Из каждой группы выбрано семь кандидатов, наиболее соответствующих по своим характеристикам должности инспекторов САБ,

Таблица 6
Table 6

Группа 1 – отбор 15 кандидатов методом подсчета суммы баллов
и определение среднеарифметического значения итогового балла кандидата
на должность инспектора САБ
Group No. 1 – selection of 15 candidates by calculating the sum of points
and determining the arithmetic mean of the final score of the candidate
for the position of the Aviation Security Service inspector

№	Кандидат	Критерии оценки								Сумма баллов	Средн. ариф. балл
		ОР	ФК	ПК	СУ	КУ	УО	ОК	МА		
1	Кандидат 1	2	3	1	2	5	5	1	4	23	2,88
2	Кандидат 2	4	3	5	2	1	4	4	3	26	3,25
3	Кандидат 3	1	2	4	3	1	1	2	2	16	2,00
4	Кандидат 4	2	3	1	1	3	2	3	4	19	2,38
5	Кандидат 5	1	1	5	3	2	2	3	4	21	2,63
6	Кандидат 6	5	1	5	5	1	4	5	4	30	3,75
7	Кандидат 7	4	1	3	4	2	1	4	5	24	3,00
8	Кандидат 8	2	4	1	3	2	2	1	3	18	2,25
9	Кандидат 9	4	4	2	3	1	1	5	3	23	2,88
10	Кандидат 10	5	3	3	1	5	1	5	1	24	3,00
11	Кандидат 11	3	2	5	2	3	4	3	2	24	3,00
12	Кандидат 12	4	3	5	2	4	5	2	4	29	3,63
13	Кандидат 13	3	5	2	3	3	1	3	4	24	3,00
14	Кандидат 14	1	3	3	5	2	1	2	1	18	2,25
15	Кандидат 15	4	3	3	2	2	4	3	3	24	3,00

с условием последующего проведения мониторинга результатов прохождения ими испытательного срока на предприятии.

1. Способ суммирования баллов для оценки кандидатов

Группа 1 – 15 кандидатов на должность инспекторов САБ получили экспертные оценки характеристик, приведенных в табл. 2, с привлечением четырех экспертов кадрового подразделения работодателя, их результаты были обработаны типовым способом суммирования баллов с нахождением среднего арифметического значения.

В результате обработки были получены значения, представленные в табл. 6.

Из группы 1 было отобрано семь наиболее подходящих кандидатов с самыми высокими

баллами, ими стали кандидаты с номерами 6, 12, 2, 7, 10, 11, 13. В оценке принимали участие четыре эксперта кадрового подразделения работодателя. Кандидат 15 был снят с рассмотрения в процессе оценки результатов по объективным причинам. Перечисленные кандидаты были приняты на должности инспекторов САБ с испытательным сроком 3 месяца на авиапредприятие 1.

2. Способ отбора кадров методом порогового агрегирования и многокритериальное оценивание с некомпенсаторным характером

Группа 2 – 15 кандидатов получили экспертные оценки критериев от четырех экспертов кадрового подразделения работодателя. Полученные результаты стали исходными

Таблица 7
Table 7

Группа 2 – результаты экспертного оценивания 15 кандидатов
на должность инспектора САБ
Group No. 2 – the results of the expert evaluation of 15 candidates
for the position of the Aviation Security Service inspector

№	Кандидат	Критерии оценки							
		ОР	ФК	ПК	СУ	КУ	УО	ОК	МА
1	Кандидат 1	1	2	4	2	5	2	2	2
2	Кандидат 2	1	3	3	5	3	1	2	4
3	Кандидат 3	5	5	1	3	4	2	1	1
4	Кандидат 4	3	3	3	1	5	2	2	5
5	Кандидат 5	5	1	2	2	5	4	2	3
6	Кандидат 6	5	4	3	3	1	5	2	1
7	Кандидат 7	2	5	1	3	1	3	5	5
8	Кандидат 8	5	3	1	3	5	1	3	1
9	Кандидат 9	4	5	4	2	4	1	3	4
10	Кандидат 10	5	5	3	5	4	1	3	5
11	Кандидат 11	5	3	1	2	4	3	1	3
12	Кандидат 12	1	2	5	3	3	4	3	5
13	Кандидат 13	5	4	5	4	1	3	3	3
14	Кандидат 14	3	2	5	5	5	2	2	3
15	Кандидат 15	1	2	4	4	2	2	5	3

данными для их обработки методом порогового агрегирования (табл. 7).

Как следует из табл. 7, результаты экспертного оценивания не позволили однозначно выбрать наиболее подходящего кандидата, т. е. определить условный индекс предпочтения, т. к. одни кандидаты могут преуспевать по одним показателям, тогда как другие уступать в них, но преуспевать в иных.

Это и является актуальной задачей, которая была решена методом порогового агрегирования и многокритериального оценивания с некомпенсаторным характером, что также успешно применялось для решения других прикладных задач [24–31]. Согласно общей теоретической базе порогового агрегирования и расчета так называемого индекса предпочтения ($I_{Threshold}$): множество альтернатив A оцениваются по n критериям. Всем x из A сопоставлен вектор $(x_1, \dots, x_n)$, где x_i – ранг кандидата по критерию i . Соответственно, $x_i \in \{1, \dots, 5\}$, $i = 1, \dots, n$. В таком случае требуется с учетом оценок кандидата $(x_1, \dots, x_n)$ для

всех существующих альтернатив x произвести ранжирование A . Так как $x_j \in A$, то имеем $x = (x_1, \dots, x_n)$, то A – все вариации n -мерных векторов вида $(x_1, \dots, x_n)$. Далее сравним число оценок со значением «1» в векторах x и y . В случае, если числа не равны, выбирается вектор, который имеет меньше оценок «1», и так далее аналогично для других оценок. Индекс альтернатив будет равен сумме сочетаний из a по b (1) [24–33]:

$$F(x) = \sum_{j=1}^m C_{a(j)}^{b(j)}, \quad (1)$$

где m – число градаций; n – число критериев оценки.

Сочетания определим как $C_{-1}^0 = 1$ и $C_n^{n+1} = 0$, a и b зависят от j , что выражается следующим образом [32]:

$$a(j) = n - V_j(x) + m - j - 1; \quad (2)$$

$$b(j) = m - j. \quad (3)$$

Таблица 8
Table 8

Список кандидатов на должность инспектора САБ с результатами вычислений
The list of candidates for the position of the Aviation Security Service inspector
with the calculation results

№	Кандидат	F	$I_{Threshold}$
1	Кандидат 14	375	0,758
2	Кандидат 10	314	0,634
3	Кандидат 13	307	0,620
4	Кандидат 9	283	0,572
5	Кандидат 12	275	0,556
6	Кандидат 4	251	0,507
7	Кандидат 5	239	0,483
8	Кандидат 15	238	0,481
9	Кандидат 1	219	0,442
10	Кандидат 7	171	0,345
11	Кандидат 6	170	0,343
12	Кандидат 2	166	0,335
13	Кандидат 11	166	0,335
14	Кандидат 8	111	0,224
15	Кандидат 3	99	0,200

Тогда $V_j(x) = \sum_{q=1}^j \eta(q)$ и $\sum_{j=1}^m V_j(x) = n$,
а $\eta(q)$ – количество параметров, по которым
данная альтернатива имеет значение q (q :
градация от 1 до m). После нахождения коли-
чества сочетаний a по b находим C по фор-
муле [24–33]

$$C_a^b = \frac{a!}{b!(a-b)!}. \quad (4)$$

Используем функцию предпочтения F ,
известную из работ [24–33]. Подставив фор-
мулы (2) и (3) в (1), получим следующую
формулу [24–33]:

$$F(x) = \sum_{j=1}^m C_{n-V_j(x)+m-j-1}^{m-j} = \sum_{j=1}^m C_{n-(\eta(1)+\eta(2)+\dots+\eta(j))+m-j-1}^{m-j}. \quad (5)$$

С учетом данных из табл. 2–3 $n = 8$; $m = 5$.
Индекс предпочтения по методу порого-
вого агрегирования будет равен [24–33]

$$I_{Threshold} = \frac{F}{F_{max}}, \quad (6)$$

где F_{max} – максимальное значение индекса
предпочтения.

Далее вычисляется индекс предпочтения
по формуле (5), а также индекс лучшей аль-
тернативы F_{max} , как это показано в работах
Ф.Т. Алескерова, А.И. Якубы, В.А. Калягина,
В.В. Чистякова, А.А. Гончарова, С.В. Разум-
никова и др. [24–33].

Индекс лучшей альтернативы будет иметь
в нашем случае значение $F_{max} = 495$.

Вычисляем далее индексы предпочтений
для всех 15 кандидатов, а также нормирован-
ные значения по формуле (6).

Полученные результаты были оформлены
в табличном виде как ранжированный список
кандидатов со значениями функций предпо-
чтений (табл. 8).

Графическое представление расчетов при-
ведено на графике (рис. 2).

Применение порогового агрегирования
позволило выявить, что наилучшими (прим. –
наиболее сбалансированными) кандидатами

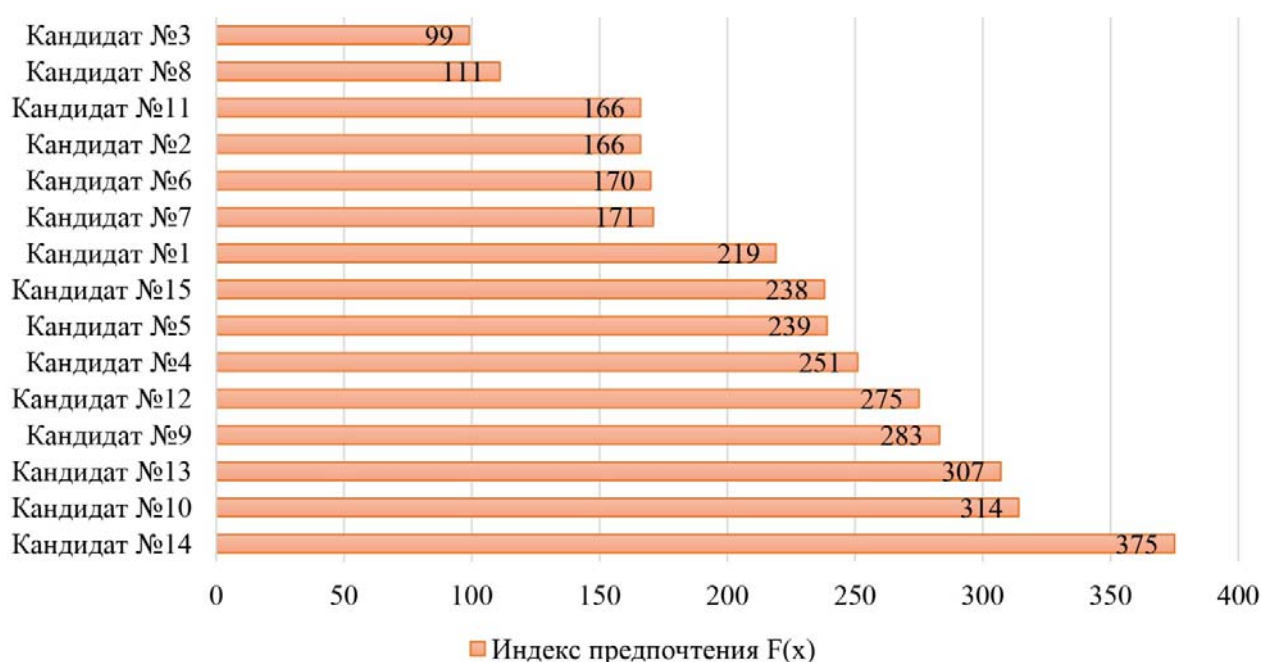


Рис. 2. Значение функции F(x) (индекса предпочтений)
Fig. 2. The value of the function F(x) (preference index)

из имеющихся являются кандидаты на должность инспектора САБ аэропорта с номерами по нисходящей: 14, 10, 13, 9, 12, 4, 5. Указанные кандидаты были приняты на должности инспекторов САБ с испытательным сроком 3 месяца на авиапредприятие 2.

Обсуждение полученных результатов

В результате проведенного отбора двумя различными способами были выбраны следующие кандидаты:

1) группа 1 – 6, 12, 2, 7, 10, 11, 13 (табл. 6, способ суммы баллов);

2) группа 2 – 14, 10, 13, 9, 12, 4, 5 (табл. 8, способ порогового агрегирования).

Отобранные кандидаты были приняты на работу на должности инспекторов службы авиационной безопасности на два не связанных между собой авиапредприятия (далее – авиапредприятие 1 и 2 соответственно). В целях сохранения чистоты эксперимента ни кандидаты, ни кадровые работники не знали о существовании другой группы на ином авиапредприятии и применении для отбора различных способов.

Настоящее исследование проводилось с июля 2022 г. и было полностью завершено с окончанием испытательного срока у последнего принятого на работу сотрудника лишь в феврале 2023 г.

В процессе сбора данных о результатах прохождения испытательного срока кандидатами из кадровых служб авиапредприятий были получены следующие данные:

1) группа 1 – из 7 сотрудников (авиапредприятие 1):

а) уволено по инициативе работодателя, не прошли успешно испытательный срок – 4 сотрудника;

б) уволен по собственному желанию – 1 сотрудник.

Вывод: 2 из 7 сотрудников продолжили работу после прохождения испытательного срока;

2) группа 2 – из 7 сотрудников (авиапредприятие 2):

а) уволен по инициативе работодателя, не прошел успешно испытательный срок – 1 сотрудник;

б) уволен по собственному желанию – 1 сотрудник.

Вывод: 5 из 7 сотрудников продолжили работу после прохождения испытательного срока.

В масштабах даже небольшой группы проведенное исследование показало большую эффективность способа отбора кадров методом порогового агрегирования в сравнении с типовым способом суммирования баллов.

По результатам проведенного кадрового отбора и ознакомления с результатами способ отбора методом порогового агрегирования был одобрен руководствами обоих авиапредприятий и успешно внедрен в работу кадровых служб.

Заключение

Отбор кадров включает в себя проведение соответствующих мероприятий по выбору наиболее пригодных кандидатов на основании сопоставления их личностных, квалификационных и прочих качеств (критериев), что предопределяет необходимость использования различных способов ранжирования кандидатов по их соответствию должностным требованиям. В отличие от типовой методики суммирования оценочных баллов внедренная методика порогового агрегирования некомпенсаторного характера позволяет выделять индекс предпочтения F и более точно оценивать сбалансированность критериев кандидатов, в то время как в типовой балльной системе суммарный балл у кандидатов может совпадать или отличаться на минимальные значения. Объективно, без применения данной методики не представляется возможным провести взвешенную оценку кандидатов и составить рейтинг, т. к. в случае простого сложения баллов кандидата результат не получается сбалансированным и объективным, что было доказано фактически проведенным исследованием с помощью двух групп кандидатов и прохождением испытательного срока при трудоустройстве. Результаты исследования подтверждены практическим применением, что свидетельствует об успешности апробации.

Автоматизация приведенных в статье расчетов может быть реализована с применением программных средств работы с таблицами и формулами на базе платного и бесплатно распространяемого программного обеспечения, что обеспечит простоту ввода и обработки данных, выдачу готовых результатов для сотрудников кадровой службы авиапредприятия.

Решение задачи отбора кадров в САБ с применением правила порогового агрегирования некомпенсаторного характера и многокритериальной оценки позволит кадровым службам авиапредприятия повысить качество отбора персонала, что в свою очередь снизит риск наступления чрезвычайных и нештатных ситуаций, авиационных происшествий на воздушном транспорте, будет способствовать сохранению человеческих жизней и предотвращению значительного материального ущерба.

Благодарности

Данная работа выполнена при поддержке Международного центра анализа и выбора решений (МЦАВР) НИУ ВШЭ в рамках программы научного проекта «Исследование моделей и методов принятия решений в условиях глубокой неопределенности: развитие и апробация разработанных методик» НИУ ВШЭ в 2024 году.

Список литературы

1. Хачикян П.П. О некоторых способах предполетного радиоэлектронного досмотра багажа и пассажиров // Качество и жизнь. 2017. № 2 (14). С. 111–116.
2. Hachikyan P.P. Countering air terrorism. Singapore: Springer, 2022. 139 p. DOI: 10.1007/978-981-19-6172-4
3. Еникеев Р.В., Рыбалкина А.Л., Шаров В.Д. и др. Человеческий фактор: тексты лекций / Под ред. В.В. Воробьева. М.: ИД Академии Жуковского, 2018. 80 с.
4. Рыбалкина А.Л. Человеческий фактор и психология безопасности: учебное по-

собие. М.: ИД Академии Жуковского, 2018. 84 с.

5. Артамонов Б.В., Никифорова Л.Х. Кадровая политика на воздушном транспорте. Н. Новгород: Талам, 2003. 144 с.

6. Зубков Б.В., Юдаев В.В., Вербицкий Ю.А. Подход к оценке эффективности функционирования службы авиационной безопасности авиапредприятия с использованием сетей Петри // Научный Вестник МГТУ ГА. 2015. № 218 (8). С. 71–75.

7. Юсупова Н.И., Минасова Н.С. Информационное сопровождение процесса управления персоналом: отбор, аттестация, переподготовка, повышение квалификации // Научный Вестник МГТУ ГА. 2014. № 210. С. 151–154.

8. Ермаков К.С., Кусакин А.М., Мухамдиева А.В. Совершенствование кадровой политики на авиапредприятиях с учетом неблагоприятных факторов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2015. № 222 (12). С. 213–219.

9. Butcher J.N. Minnesota multiphasic personality inventory [Электронный ресурс] // Corsini Encyclopedia of Psychology. New Jersey: John Wiley & Sons, 2010. DOI: 10.1002/9780470479216.corpsy0573 (дата обращения: 17.08.2023).

10. Buss A.H., Perry M. The aggression questionnaire // Journal of Personality and Social Psychology. 1992. Vol. 63, no. 3. Pp. 452–459. DOI: 10.1037/0022-3514.63.3.452

11. Webster G.D. et al. The brief aggression questionnaire: Structure, validity, reliability, and generalizability // Journal of Personality Assessment. 2015. Vol. 97, no. 6. Pp. 1–12. DOI: 10.1080/00223891.2015.1044093

12. Zimonyi S. et al. Hungarian validation of the Buss-Perry Aggression Questionnaire – is the short form more adequate? [Электронный ресурс] // Brain and Behavior. 2021. Vol. 11, no. 5. DOI: 10.1002/brb3.2043 (дата обращения: 17.08.2023).

13. Maslow A.H. Motivation and Personality. New York: Harpaer and Row, 1954. 411 p.

14. Айзенк Г. Структура личности / Пер. с англ. О. Исаковой и др. СПб.: Ювента, 1999. 464 с.

15. Lüscher M. The Lüscher Colour Test, Remarkable Test That Reveals Your Personality Through Color. Pan Books, 1972. 472 p.

16. Березин Ф.Б., Мирошников М.П., Рожанец Р.В. Методика многостороннего исследования личности: структура, основы интерпретации, некоторые области применения. М.: Медицина, 1976. 186 с.

17. Собчик Л.Н. Стандартизированный многофакторный метод исследования личности СМЛ (ММРІ): Практическое руководство. М.: Речь, 2007. 224 с.

18. Leonhard K. Das wissenschaftliche Werk in Zeitschriften und Sammelwerken. Berlin, 1992. 292 p.

19. Подиновский В.В., Потапов М.А. Метод взвешенной суммы критериев в анализе многокритериальных решений: Pro Et Contra // Бизнес-информатика. 2013. № 3 (25). С. 41–48.

20. Figueira J., Salvatore G., Matthias E. Multiple criteria decision analysis: State of the art surveys. New York: Springer Science, 2016. 1347 p. DOI: 10.1007/978-1-4939-3094-4

21. Tannenbaum P., Arnold R. Excursions in modern mathematics. New York: Prentice Hall, 1992. 559 p.

22. Лефевр В.А., Смолян Г.Л. Алгебра конфликта. 1-е изд. М.: Знание, 1968. 64 с.

23. Лефевр В.А. Формула человека: Контуры фундаментальной психологии: пер. с англ. М.: Прогресс, 1991. 108 с.

24. Алескеров Ф.Т. Оценка вклада научных работников методом порогового агрегирования / Ф.Т. Алескеров, Е.С. Катаева, В.В. Писляков, А.И. Якуба // Управление большими системами. 2013. № 44. С. 172–189.

25. Алескеров Ф.Т., Юзбашев Д.А. Якуба В.И. Пороговое агрегирование трехградационных ранжировок // Автоматика и телемеханика. 2007. № 1. С. 147–152.

26. Aleskerov F.T., Chistyakov V.V., Kalyagin V.A. The threshold aggregation // Economics letters. 2010. Vol. 107, no. 2. Pp. 261–262.

27. Aleskerov F.T., Chistyakov V.V., Kalyagin V.A. Social threshold aggregations // Social Choice and Welfare. 2010. Vol. 35, no. 4. Pp. 627–646. DOI: 10.1007/s00355-010-0454-9

28. Алескерев Ф.Т., Хабина Э.Л., Шварц Д.А. Бинарные отношения, графы и коллективные решения. 2-е изд., перераб. и доп. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2012. 344 с.

29. Калягин В.А., Чистяков В.В. Аксиоматическая модель некомпенсаторного агрегирования: Препринт WP7/2009/01. М.: Изд. дом ГУ ВШЭ, 2009. 76 с.

30. Алескерев Ф.Т. Оценка вклада научных работников методом порогового агрегирования / Ф.Т. Алескерев, Е.С. Катаева, В.В. Писляков, А.И. Якуба // Управление большими системами. 2013. № 44. С. 172–189.

31. Гончаров А.А., Чистяков В.В. Некомпенсаторное агрегирование и рейтингование студентов // XI Международная научная конференция по проблемам развития экономики и общества: в 3-х кн. М.: Изд. дом Высшей школы экономики, 2011. С. 89–99.

32. Разумников С.В. Некомпенсаторное агрегирование и рейтингование провайдеров облачных услуг // Доклады Томского государственного университета систем управления и радиоэлектроники. 2018. Т. 21, № 4. С. 63–69. DOI: 10.21293/1818-0442-2018-21-4-63-69

33. Пранкевич Д.А. Рейтингование провайдеров облачных услуг методом порогового агрегирования // Научные записки молодых исследователей. 2020. Т. 8, № 1. С. 59–67.

References

1. Hachikyan, P.P. (2017). About some radioelectronic preflight examination methods of baggage and passengers. *Kachestvo i zhizn*, no. 2 (14), pp. 111–116. (in Russian)

2. Hachikyan, P.P. (2022). Countering air terrorism. Singapore, Springer, 139 p. DOI: 10.1007/978-981-19-6172-4

3. Enikeev, R.V., Rybalkina, A.L., Sharov, V.D. et al. (2018). Human factor: lecture texts, in Vorobyov V.V. (Ed.). Moscow: ID Akademii Zhukovskogo, 80 p. (in Russian)

4. Rybalkina, A.L. (2018). Human factor and safety psychology: Tutorial. Moscow: ID Akademii Zhukovskogo, 84 p. (in Russian)

5. Artamonov, B.V., Nikiforova, L.Kh. (2003). Personnel policy in air transport. N. Novgorod: Talam, 144 p. (in Russian)

6. Zubkov, B.V., Iudaev, V.V., Verbitckiy, Yu.A. (2015). The approach to the assessment of the effectiveness of the aviation security service of airlines using Petri nets. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*, no. 218 (8), pp. 71–75. (in Russian)

7. Yusupova, N.I., Minasova, N.S. (2014). Information support of personnel management: collection, validation, retraining and professional development. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*, no. 210, pp. 151–154. (in Russian)

8. Ermakov, K.S., Kusakin, A.M., Mukhamadieva, A.V. (2015). Improving personnel policy in airline enterprises considering adverse factors. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*, no. 222 (12), pp. 213–219. (in Russian)

9. Butcher, J.N. (2010). Minnesota multiphasic personality. In book: *Corsini Encyclopedia of Psychology*. New Jersey: John Wiley & Sons. DOI: 10.1002/9780470479216.corpsy0573 (accessed: 17.08.2023).

10. Buss, A.H., Perry, M. (1992). The aggression questionnaire. *Journal of Personality and Social Psychology*, vol. 63, no. 3, pp. 452–459. DOI: 10.1037/0022-3514.63.3.452

11. Webster, G.D. et al. (2015). The brief aggression questionnaire: Structure, validity, reliability, and generalizability. *Journal of Personality Assessment*, vol. 97, no. 6, pp. 1–12. DOI: 10.1080/00223891.2015.1044093

12. Zimonyi, S. et al. (2021). Hungarian validation of the Buss-Perry Aggression Questionnaire – is the short form more adequate? *Brain and Behavior*, vol. 11, no. 5. DOI: 10.1002/brb3.2043 (accessed: 17.08.2023).

13. Maslow, A.H. (1954). Motivation and Personality. New York: Harpaer and Row, 411 p.

14. Eysenck, H.J. (1953). The structure of human personality, Routledge, 476 p.

15. Lüscher, M. (1972). The Lüscher Colour Test, Remarkable Test That Reveals Your Personality Through Color, Pan Books, 472 p.

16. Berezin, F.B., Miroshnikov, M.P., Rozhanets, R.V. (1976). Methodology for multilateral personality research: structure, basics of

interpretation, some areas of application. Moscow: Meditsina, 186 p. (in Russian)

17. Sobchik, L.N. (2007). Standardized multifactor personality survey (MMPI): A Practical Guide. Moscow: Rech, 224 p. (in Russian)

18. Leonhard, K. (1992). Das wissenschaftliche Werk in Zeitschriften und Sammelwerken. Berlin, 292 p. (in German)

19. Podinovski, V., Potapov, M. (2013). Weighted sum method in the analysis of multicriterial decisions: Pro Et Contra. *Biznes-informatika*, no. 3 (25), pp. 41–48. (in Russian)

20. Figueira, J., Salvatore, G., Matthias, E. (2016). Multiple criteria decision analysis: State of the art surveys. New York: Springer Science, 1347 p. DOI: 10.1007/978-1-4939-3094-4

21. Tannenbaum, P., Arnold, R. (1992). Excursions in modern mathematics. New York: Prentice Hall, 559 p.

22. Lefebvre, V.A., Smolian, G.L. (1968). Algebra of Conflict. 1st ed. Moscow: Znaniye, 64 p. (in Russian)

23. Lefebvre, V.A. (1991). Human formula: Outlines of fundamental psychology. Translated from English. Moscow: Progress, 108 p. (in Russian)

24. Aleskerov, F.T., Kataeva, E.S., Pislyakov, V.V., Yakuba, V.I. (2013). Evaluation of scientists' output using the method of threshold aggregation. *Upravleniye bolshimi sistemami*, no. 44, pp. 172–189. (in Russian)

25. Aleskerov, F.T., Yuzbashev, D.A., Yakuba, V.I. (2007). Threshold aggregation of the three-graded rankings. *Automation and Remote Control*, vol. 68, no. 1, pp. 133–138. DOI: 10.1134/S0005117907010122

26. Aleskerov, F.T., Chistyakov, V.V., Kalyagin, V.A. (2010). The threshold aggregation. *Economics letters*, vol. 107, no. 2, pp. 261–262.

27. Aleskerov, F.T., Chistyakov, V.V., Kalyagin, V.A. (2010). Social threshold aggregations. *Social Choice and Welfare*, vol. 35, no. 4, pp. 627–646. DOI: 10.1007/s00355-010-0454-9

28. Aleskerov, F.T., Khabina, E.L., Shvarts, D.A. (2012). Binary relations, graphs and collective decisions. 2nd ed., revised and expanded edition. Moscow: FIZMATLIT, 344 p. (in Russian)

29. Kaliagin, V.A., Chistiakov, V.V. (2009). An axiomatic model of non-compensatory aggregation: Preprint WP7/2009/01. Moscow: Izd. dom GU VShE, 76 p. (in Russian)

30. Aleskerov, F.T., Kataeva, E.S., Pislyakov, V.V., Iakuba, A.I. (2013). Evaluation of scientists' output using the method of threshold aggregation. *Large-Scale Systems Control*, no. 44, pp. 172–189. (in Russian)

31. Goncharov, A.A., Chistiakov, V.V. (2011). Non-compensatory aggregation and rating of students. In: *XI Mezhdunarodnaya nauchnaya konferentsiya po problemam razvitiya ekonomiki i obshchestva: v 3 kn.* Moscow: Izd. dom Vysshey shkoly ekonomiki, pp. 89–99. (in Russian)

32. Razumnikov, S.V. (2018). Noncompensatory aggregation and rating of cloud service providers. *Proceedings of the Tsur University*, vol. 21, no. 4, pp. 63–69. DOI: 10.21293/1818-0442-2018-21-4-63-69 (in Russian)

33. Prankevich, D.A. (2020). Rating of providers of cloud service by the threshold arrangement method. *Nauchnyye zapiski molodykh issledovateley*, vol. 8, no. 1, pp. 59–67. (in Russian)

Сведения об авторе

Хачикян Павел Павлович, кандидат технических наук, научный сотрудник Международного центра анализа и выбора решений НИУ ВШЭ, pkhachikyan@hse.ru.

Information about the author

Pavel P. Hachikyan, Candidate of Technical Sciences, Research Fellow of the International Center for the Analysis and Solutions Selection of the HSE University, pkhachikyan@hse.ru.

Поступила в редакцию	19.02.2024	Received	19.02.2024
Одобрена после рецензирования	19.04.2024	Approved after reviewing	19.04.2024
Принята в печать	25.07.2024	Accepted for publication	25.07.2024

МАШИНОСТРОЕНИЕ

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

УДК 621.7

DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-4-80-94

**О концептуальной оценке глубокой модернизации
регионального самолета на примере Як-40**

А.С. Кретов¹, В.В. Глухов², Д.В. Тиняков³

¹Московский авиационный институт

(национальный исследовательский технический университет), г. Москва, Россия

²Казанский авиационный завод, г. Казань, Россия

³Нанкинский университет авионавтики и астронавтики, г. Нанкин, Китай

Аннотация: Перед современной Россией стоит важная задача восстановления отечественного пассажирского самолетостроения в самые кратчайшие сроки. Данная работа посвящена оценке возможности, связанной с созданием самолетов регионального назначения, имеющих огромное значение не только для нашей страны. Использование опыта проектирования и эксплуатации является важным звеном в цепи создания любого нового самолета. Важная роль в этом процессе принадлежит глубокой модернизации базовой модели самолета. В работе рассматривается концептуальная оценка эффективности модернизации уже существующих самолетов, которая в данном случае связана, в частности, с переходом на композитные крылья, которые обеспечивают благодаря большей жесткости возможность увеличения удлинения и, как следствие, снижение аэродинамического сопротивления. Как правило, модернизация старых самолетов обязательно затрагивает применение более современных двигателей, обладающих более совершенными характеристиками, в том числе и лучшей топливной эффективностью. Исследование проводилось с использованием анализа чувствительности взлетной массы к проектным изменениям, которая хорошо себя зарекомендовала для различных типов летательных аппаратов. В качестве конкретного примера анализируется проектный вариант, формируемый на основе регионального самолета Як-40 с ориентацией на выполненные экспериментальные работы, проведенные в СибНИА в период 2012–2019 гг. Результаты большой экспериментальной работы, полученные специалистами СибНИА, рассматриваются в данном исследовании как хорошая база для проверки работоспособности и точности метода анализа чувствительности. Полученные характеристики в модифицированном варианте Як-40 по дальности хорошо согласуются с результатами указанных практических работ. Отмечается, что модифицированный Як-40 с дальностью порядка 4000 км может успешно использоваться не только как региональный, но и как самолет бизнес-класса. По своим техническим характеристикам рассматриваемый самолет не будет уступать известным самолетам-аналогам. В статье ставится вопрос о необходимости создания для подобного класса самолетов нового российского двигателя. При этом можно рассматривать силовую установку с запасом по тяге, поскольку избыток внутреннего объема пассажирского салона может быть использован для увеличения пассажировместимости.

Ключевые слова: региональный самолет, модернизация, взлетная масса самолета, композитное крыло.

Для цитирования: Кретов А.С., Глухов В.В., Тиняков Д.В. О концептуальной оценке глубокой модернизации регионального самолета на примере Як-40 // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 4. С. 80–94. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-4-80-94

On the conceptual assessment of an extensive retrofit of a regional aircraft on the example of the Yakovlev Yak-40

A.S. Kretov¹, V.V. Glukhov², D.V. Tinyakov³

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

²*Kazan Aviation Plant, Kazan, Russia*

³*Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, China*

Abstract: Nowadays Russia faces a big challenge of restoring the domestic passenger aircraft industry in the shortest possible time. This paper is devoted to the assessment of the potential to develop regional aircraft, which are of great importance not only for our country. The design and operational experience is an important link in the creation of any new aircraft. An extensive retrofit of the basic aircraft model is crucial in this process. The paper considers the conceptual assessment of the existing aircraft retrofit effectiveness, which is specifically related with the transition to composite wings, that provide a capability to increase the aspect ratio due to greater rigidity and reduce the aerodynamic drag, as a consequence. As a rule, the retrofit of out-of-date aircraft models necessarily involves the use of more advanced engines with enhancing performance, including better fuel efficiency. The study was conducted using the sensitivity analysis of takeoff weight to design changes, which has been well established for different types of aircraft. As a specific example, a draft version based on the Yak-40 regional jet is analyzed with a focus on the conducted experimental research carried out SIBNIA in 2012–2019. The results of extensive experimental research obtained by SIBNIA specialists are considered in this paper as a good basis for testing the performance and accuracy of the sensitivity analysis method. The obtained performance in the modified version of Yak-40 in terms of flight range comply well with the results of these practical studies. It is noted that the modified Yak-40 with a flight range of about 4000 km can be successfully operated not only as a regional, but also as a business jet. By its performance, the aircraft under consideration will not be inferior to known aircraft analogues. The paper emphasizes the relevancy to develop a new Russian engine for this aircraft category. In this respect, it is possible to consider a propulsion system with a thrust margin since the excess of internal volume of a passenger cabin can be used to increase the passenger capacity.

Key words: regional aircraft, retrofit, aircraft take-off weight, composite wing.

For citation: Kretov, A., Glukhov, V., Tinyakov, D. (2024). On the conceptual assessment of an extensive retrofit of a regional aircraft on the example of the Yakovlev Yak-40. Civil Aviation High Technologies, vol. 27, no. 4, pp. 80–94. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-4-80-94

Введение

Сложившиеся в настоящее время условия, во многом связанные с геополитической обстановкой, поставили перед Россией множество задач, без решения которых стране трудно обеспечить необходимое движение вперед. Это касается всех областей, но одной из наиболее важных является область, связанная с авиацией. Самая большая по площади страна должна рассчитывать в первую очередь на гражданский флот, оснащенный главным образом отечественными самолетами, состав которого должен быть представлен воздушными судами разного класса. В настоящий момент рассматривается множество мероприятий, касающихся отечественного пассажирского самолетостроения. При этом большое внимание уделяется импорто-

независимости. Согласно отчету Минтранса¹, опубликованному в декабре 2023 г.: за 9 месяцев 2023 года в России было произведено 12 самолетов, при этом пять из них с массой пустого снаряженного аппарата не более 2000 кг. Конечно, при сегодняшних темпах произвести свыше 1000 отечественных самолетов к 2030 году, как было официально заявлено в конце 2023 г., – задача крайне непростая. Ростех обозначил пересмотренные планы – выпустить до 2030 г. более 500 самолетов, в том числе 270 лайнеров МС-21, 142 самолета Superjet и 115 Ту-214 [1].

Однако в приведенных планах пока не очень ясна судьба дальнемагистральной и ре-

¹ ТРАНСПОРТ РОССИИ. Информационно-статистический бюллетень 9 месяцев 2023 года [Электронный ресурс] // МИНТРАНС РФ. URL: <https://mintrans.gov.ru/ministry/results/180/documents> (дата обращения: 08.02.2024).

гиональной авиации. Очевидно, что давно обсуждаемый дальнемагистральный Ил-96-400М при взлетном весе 270 т и дальности 10 тыс. км желательно ремоторизовать с четырехдвигательного на двухдвигательный, но пока единственно возможный вариант для такой реализации – это новый двигатель ПД-35. Так как серийные образцы этого двигателя должны появиться только ближе к 2030 г., говорить о создании нового варианта дальнемагистрального самолета с двумя двигателями на базе Ил-96-400М пока действительно не приходится.

Еще одна проблемная ниша в планировании российского гражданского авиапрома до 2030 г. – это региональная авиация. На подходе к завершению проектных и испытательных работ региональный самолет Ил-114. Однако до его серийного производства еще далеко. И главная проблема аналогична – это двигатель. В данном случае речь идет о завершении работ по созданию ТВ7-117СТ-01. И поэтому вопрос развития региональной авиации пока остается открытым.

Одним из вариантов возможного решения является модернизация уже существующих самолетов. При наличии большого парка устаревших летательных аппаратов (ЛА) выполнение их глубокой модернизации может позволить обеспечить им конкурентоспособные характеристики и на определенное время закрыть вопрос о региональной авиации. Анализ этого варианта, основанному на давно и широко известном самолете Як-40, и посвящена данная статья. В предложенном анализе рассмотрены варианты глубокой модификации самолета за счет применения новых конструкционных материалов, а также силовой установки на основе двух и более совершенных двигателей.

Примеры глубокой модернизации базовых самолетов

Создание абсолютно нового самолета, т. е. «проектирование с чистого листа», – это крайне дорогостоящий и весьма длительный процесс, который может закончиться выхо-

дом и на неудовлетворительные результаты. Наглядным примером такого случая является создание в 1960-х гг. сверхзвукового самолета Ту-144, который так и не нашел широкого применения. Немного лучшая судьба, но которая также прервалась до полной выработки потенциала сверхзвукового лайнера, ждала и франко-английский «Конкорд». Но и в этих случаях конструкторы использовали наработки по сверхзвуковым военным самолетам.

Обычно процесс проектирования начинается с анализа наиболее близкого аналога, который в данной работе будем называть базовым самолетом. Как правило, только после того, как базовая модель подтвердит свою успешность, начинаются работы по ее модернизации с целью повышения эффективности самолета, расширения его возможностей по дальности, по оптимизации пассажировместимости и т. д. В качестве подобного примера можно отметить базовый магистральный самолет Boeing-777, разработка которого началась в 1989 г., а уже в 1995 г. он приступил к выполнению коммерческих рейсов². За прошедшие три десятилетия у базовой модели появилось много модификаций: 777-200/200ER, -200LR, -300, -300ER. А в 2013 г. уже на базе Boeing-777-300ER была запущена программа проектирования нового поколения авиалайнеров 777-й серии – Boeing-777X². Первый полет такого лайнера в варианте Boeing-777-9 был выполнен в 2020 г., а его серийное производство планируется начать в 2025 г. Эта модель получила новый двигатель, который экономичнее базового на 10 %. Но если практика замены двигателей на более совершенные (ремоторизация) – достаточно привычная процедура, то замена металлического крыла на новое, композиционное, а также применение складываемых законцовок, необходимых при чрезвычайно плотном базировании в аэропорту, – это новый и довольно серьезный шаг, требующий больших длительных глубоких исследований. По оценке разработчиков, такое но-

² Boeing: 777X [Электронный ресурс] // boeing.com.
URL: <https://www.boeing.com/commercial/777x/> (дата обращения: 08.02.2024).

Таблица 1
Table 1

Некоторые характеристики базовых региональных самолетов³
Some performance of basic regional aircraft³

Пассажирские самолеты		Характеристики			
		L , км	V , км/ч	$n_{\text{пасс}}$, чел.	$m_{\text{т уд}}$, г/(пас. км)
Региональные	Ан-24	1850	460	50	36
	Як-40	820	510	40	79,4
	ATR 42-500	1500	560	48	26,3
	CRJ100	1800	790	50	44,2
	Saab2000	2000	665	50	35
	ERJ145ER	2000	830	50	35
Магистральные	Ту-214	6500	850	210	19
	B-737-400	5000	910	168	20,9
	A-320-200	5600	840	220	19,1
	Ил-96-400М	1000	870	400	19,4
	B-777-300	14680	905	451	19
	A-350	15000	905	420	18

вое крыло на Boeing-777-9 должно обеспечить на серийных самолетах повышение экономичности самолета еще на 10 %².

В работах [2, 3] на основе анализа чувствительности взлетной массы к проектным изменениям для самых начальных проектных исследований были получены результаты, хорошо согласующиеся с реальными цифрами при оценке топливной эффективности Boeing-777-9. В работе [2] также был рассмотрен опыт применения композитного крыла самолета MC-21 и исследованы возможные результаты подобного усовершенствования на российских магистральных самолетах Ту-214, Суперджет 100, Ил-96-400.

Рассматривая региональные самолеты, для которых наиболее характерна дальность 500–1500 км, нужно отметить, что их показатели топливной эффективности, в частности удельный расход топлива на км-пассажира, значительно больше, чем у магистральных. Это объясняется в первую очередь тем, что доля крейсерского режима полета у таких самолетов существенно меньше, чем у магистральных, а при сокращении количества пассажиров на борту неизбежно уменьшается весовая эффективность, так как возрастает доля конструкции, оборудования во взлетной мас-

се, что в свою очередь вызовет ухудшение удельных характеристик по расходу топлива. Сравнение основных параметров для некоторых типов самолетов, которые могут быть использованы в качестве базовых для глубокой модернизации, приводится в табл. 1. В ней введены следующие обозначения: А – Airbus; В – Boeing; L – дальность при максимальной загрузке [км]; V – крейсерская скорость [км/ч]; $n_{\text{пасс}}$ – максимальное количество пассажиров; $m_{\text{т уд}} = m_{\text{т}} / (Ln_{\text{пасс}})$ [г/(км пасс)] – удельный расход топлива.

Отметим, что наличие хорошо проверенных статистических данных по базовым самолетам является необходимым условием для получения объективных прогнозируемых результатов по новым проектам.

Остановимся на особенностях самолета Як-40, который выделен в табл. 1 полужирным шрифтом и, как видно, сильно выпадает из общей статистики по топливной эффективности. Як-40 по существу стал первой серийной «ласточкой» в мировой авиации по данному классу воздушных судов. К середине 1960-х гг. в СССР остро назрела необходимость создания нового регионального самолета. У используемых поршневых Ил-14 уже завершался ресурс и требовался более

современный самолет как с технической, так и с экономической точки зрения. Очень значимым шагом в этом направлении явилось создание Як-40, который вполне можно считать первым в мире серийным региональным самолетом с реактивными двигателями. С 1965 по 1981 г. их было построено более тысячи экземпляров.

Специалисты ОКБ им. А.С. Яковлева создали конструкцию с несколько повышенным запасом прочности и тяговооруженности, что позволяло эксплуатировать самолет с грунтовыми взлетно-посадочными полосами. Благодаря этому он отличался уникальной надежностью и живучестью. Як-40 стал и первым советским самолетом, который продавался в западные страны, – 125 самолетов было продано в 18 стран³. В 1972 году Як-40 получил сертификаты летной годности в Италии и в ФРГ³. Специально созданные для него реактивные двигатели Аи-25 получились тоже высоконадежными, но недостаточно мощными – на взлете не хватало тяги двух двигателей, поэтому конструкторам пришлось устанавливать третий. И хотя это способствовало повышению надежности самолета в целом (он мог даже лететь на одном двигателе), но породило главный недостаток – большой расход топлива, который при удельном расходе $c_p = 0,078$ [кг/Н·ч] составлял 1241 [кг/ч] (около 80 [г/км·пасс.], см. табл. 1)³. В ходе модернизации Як-40 в 1980–1990-е гг. удалось увеличить дальность до 2500 км за счет увеличения запаса топлива, взлетная масса машины при этом возросла до 17,2 т. Резкий скачок цен на авиатопливо плюс развал Советского Союза по существу предопределили будущее Як-40.

Поскольку в России на сегодняшний день осталось значительное количество еще годных для полетов самолетов Як-40 (по разным оценкам, это порядка 100 экземпляров⁴), в 2011 г. СибНИА им. Чаплыгина инициа-

тивно рассмотрел возможности глубокой модернизации Як-40. В 2013 г. Минпромторг России во исполнение Федеральной целевой программы «Развитие гражданской авиационной техники России на 2002–2010 годы и на период до 2015 года» поддержал эту идею и заказал НИОКР «Комплексные исследования в области создания перспективных региональных и местных авиатранспортных систем». По этой теме были начаты исследования для проекта «легкого многофункционального самолета» ЛМС-19 на 19–32 места на основе Як-40 для местных воздушных линий и внутрирегиональных перевозок с полностью композитным планером.

Главные задачи такой доработки регионального самолета были связаны с повышением его эффективности и увеличением дальности. Далее в качестве основного проектного ориентира будем использовать дальность полета, которую удобно рассматривать в двух вариантах – при максимальной коммерческой нагрузке $m_{ком}$ и перегоночную дальность $L_{пер}$, когда вместо коммерческой нагрузки самолет дозаправляется топливом такой же массы.

Первый этап модернизации в СибНИА, а точнее ремоторизации, коснулся замены трех устаревших двигателей АИ-25 на два двигателя Garrett TFE731-3, которые были на десять лет моложе и обладали лучшими характеристиками.

Замена двигателей обеспечила уменьшение взлетной массы и заметное увеличение экономичности. Первый полет такой ремоторизованной версии Як-40-МС состоялся в ноябре 2016 г. (рис. 1).

В течение 2016–2018 гг. самолет получил новое композитное крыло с законцовками (винглетами), позволяющими улучшить и летные характеристики. В результате появилась версия СТР-40ДТ – ремоторизованный и модернизированный Як-40, который в 2018 г. поднялся в небо (рис. 2).

Созданный СТР-40ДТ можно рассматривать как хороший демонстратор технологий производства новых региональных самолетов взамен Як-40. По замыслу, СТР-40ДТ предназначался для перевозки 19–32 пассажиров

³ All the world's aircraft. jane's publishing [Электронный ресурс] // JANES. URL: <https://janes.migavia.com> (дата обращения: 08.02.2024).

⁴ Уголок неба. Як-40 [Электронный ресурс] // airwar.ru. URL: <https://airwar.ru/enc/craft/yak40.html> (дата обращения: 08.02.2024).



Рис. 1. Самолет Як-40-МС с двумя двигателями Garrett TFE731-3 вместо трех АИ-25⁵

Fig. 1. Aircraft Yakovlev Yak-40 MC with two engines Garrett TFE731-3 instead of three AI-25 engines⁵



Рис. 2. Самолет СТР-40ДТ с «черным крылом» и с законцовками⁵

Fig. 2. Aircraft STR-40DT with the composite wing and winglets⁵

с увеличенной скоростью перелета (до 700 км/ч вместо 510 км/ч) на дальность около 4000 км при возможности использования аэродромов легкой авиации. По сообщению разработчиков, прирост летных показателей самолета был обеспечен за счет прежде всего меньшей массы пустого самолета (с 9850 кг Як-40 до 8500 кг) и существенно лучшей экономичности.

В 2019 г. эта программа была полностью свернута. Причина завершения этих исследований, включая и полеты обновленного самолета, вполне очевидна. Спустя нескольких десятилетий оставшиеся летные борта, которые устарели не только морально, но и физически, снова «ставить на крыло», даже если оно и новое, действительно вряд ли экономически обоснованно.

Тем не менее достигнутые в СибНИА реальные результаты имеют безусловный научный интерес, т. к. на их основе можно провести верификацию методики концептуальной оценки новых возможностей регионального самолета с композиционным крылом и новыми двигателями, что и будет выполнено в данной работе. При этом будет использован подход на основе анализа чувствительности взлетной массы к проектным изменениям.

Оценка результатов модернизации на основе анализа чувствительности взлетной массы самолета к проектным изменениям

Как и в предыдущей работе [2], рассматривается подход, основанный на анализе чувствительности максимальной взлетной массы (МВМ) самолета к начальным изменениям проектных параметров (весовых, аэродинамических и др.). Основные положения этого подхода были разработаны в [4–7]. Первоначальное название этого подхода было «Метод коэффициентов роста». По своей сути это есть не что иное, как анализ чувствительности, поскольку в нем рассматривается оценка влияния изменения исходных параметров проекта на его конечные характеристики [8]. По применению анализа чувствительности для первоначальной оценки влияния изменения проектных параметров проведены многочисленные исследования, в частности: при оценке применения криогенного топлива на пассажирских самолетах и на БПЛА, в том числе при переходе на интегральную компоновочную схему, для вертолетов и для многоступенчатых ракетно-космических систем.

Согласно подходу, соответствующему анализу чувствительности, начальное проектное изменение dq приведет к изменению взлетной массы dm , которое может быть оценено в следующем виде:

$$dm = \frac{\partial m}{\partial q} dq = \mu_q dq, \quad (1)$$

⁵ Yak-40 [Электронный ресурс] // clint-international.com. URL: <https://clint-international.com/gallery/> (дата обращения: 08.02.2024).

где μ_q – коэффициент чувствительности взлетной массы к проектному изменению q .

Как показывает опыт, в случае концептуальной оценки нового проекта при проектном изменении, в результате которого взлетная масса меняется не более чем на 10–15 %, можно пользоваться приближенным значением

$$\mu_q \approx \frac{\Delta m}{\Delta q}. \quad (2)$$

Максимальную взлетную массу самолета представим в виде четырех функциональных компонент:

$$m = \sum_{i=1}^4 m_i = m_{к.п} + m_{с.у} + m_{т.с} + m_{ц}, \quad (3)$$

где $m_{к.п}$ – масса конструкции планера; $m_{с.у}$ – масса силовой установки, связанная с массой двигателей $m_{дв}$ соотношением $m_{с.у} = k_{с.у} m_{дв}$; $m_{т.с}$ – масса топливной системы, связанная с массой топлива m_t соотношением $m_{т.с} = k_{т.с} m_t$; $m_{ц}$ – масса целевой нагрузки, включающая коммерческую нагрузку $m_{ком}$, а также экипаж, питание и другое, доставляемое на борт непосредственно перед вылетом ($m_{серв}$). К $m_{ц}$ также отнесено все несъемное снаряжение и различное оборудование, обеспечивающее полет ($m_{об.сн}$).

Запись функциональных масс в относительном виде $\bar{m}_i = m_i / m$ позволяет получить известное уравнение существования самолета, а также его вариант при использовании понятий независимой (известной) $m_{инdep}$ и зависимой (неизвестной) m_{dep} , составляющих массы от MBM:

$$m = m_{ц} / (1 - \bar{m}_{к.п} - \bar{m}_{с.у} - \bar{m}_{т.с}). \quad (4)$$

Отметим, что в каждой конкретной проектной ситуации такой постановки задачи массы $m_{инdep}$ и m_{dep} могут быть разные.

Согласно (1) и (2) в соответствии с рассматриваемым подходом конечное изменение взлетной массы при начальном (локальном) изменении i -й функциональной массы Δm_{i0} , вызванном проектным изменением, составит

$$\Delta m = \frac{\partial m}{\partial m_i} \Delta m_{i0} = \mu_{mi} \Delta m_{i0}, \quad (5)$$

где $\Delta m = \frac{\partial m}{\partial m_i} \Delta m_{i0} = \mu_{mi} \Delta m_{i0}$, μ_{mi} – коэффициент чувствительности взлетной массы (КЧВМ) к начальному изменению массы Δm_{i0} .

В работах [6, 7] показано, что при условии сохранения летно-технических характеристик, как у базового самолета, связанных с фюзеляжем, КЧВМ составляет:

– для функциональных масс, зависящих от m :

$$\mu_{mi} = 1 / \left[\bar{m}_{ц} - \Delta \bar{m}_{i0} + (\bar{m}_{с.у} + \bar{m}_{т.с}) c_{хаф} / c_{ха} \right], \quad (6)$$

– для функциональной массы, независимой от m :

$$\mu_m = 1 / \left[\bar{m}_{ц} + (\bar{m}_{с.у} + \bar{m}_{т.с}) c_{хаф} / c_{ха} \right], \quad (7)$$

где $c_{хаф}$, $c_{ха}$ – коэффициенты аэродинамического лобового сопротивления фюзеляжа и всего самолета.

Так как величины $\Delta \bar{m}_{i0}$ в (6), относящиеся к относительным массам начальных изменений функциональных составляющих, обычно значительно меньше остальных слагаемых, часто для упрощения задачи ими можно пренебречь, и тогда КЧВМ по всем функциональным массам будут одинаковы, а с учетом (4) получим

$$\mu_{m_{ц}} = \mu_{m_{к.п}} = \mu_{m_{с.у}} = \mu_{m_{т.с}} = \mu_m = \frac{1}{\bar{m}_{инdep}} = \frac{1}{1 - \bar{m}_{dep}} = \frac{1}{\bar{m}_{ц} + (\bar{m}_{с.у} + \bar{m}_{т.с}) c_{хаф} / c_{ха}}. \quad (8)$$

В случае ремоторизации базового самолета замена двигателя отразится как на начальном изменении массы самого двигателя $\Delta m_{c.y} 0$, так и массы топлива вследствие изменения удельного расхода $\Delta m_{т.с} (c.y) 0$.

Замена металлического крыла на композиционное приведет к начальному изменению нескольких функциональных масс. Во-первых, это начальное изменение массы крыла $\Delta m_{к.п} (кр) 0$. Во-вторых, переход на композитное крыло даст главный эффект за счет того, что появляется возможность увеличить удлинение крыла, вследствие чего уменьшится индуктивное сопротивление, а значит, изменится масса топлива, потребная для выполнения такого же перелета, как и у базового самолета $\Delta m_{т.с} (кр) 0$. При этом может измениться центровка самолета и могут потребоваться другие площади горизонтального оперения для обеспечения необходимой балансировки и управляемости. Но для концептуальной оценки изменение центровки и массы оперения во внимание приниматься не будет. Таким образом будем считать, что начальное изменение массы при переходе на другое крыло составит

$$\Delta m 0 = \Delta m_{к.п} (кр) 0 + \Delta m_{т.с} (кр) 0. \quad (9)$$

Проектная оценка модификационного варианта самолета Як-40

Проведем анализ возможности создания модификации на основе Як-40. В качестве традиционного варианта обычно рассматривается самолет с дальностью 820 км и 36 пассажирами (масса коммерческой нагрузки $m_{ком} = 36 [\text{пасс}] \cdot 90 [\text{кг/пасс}] = 3440 [\text{кг}]$). В данном случае будем считать, что модифицированный вариант рассчитывается на 19 пассажиров и дальность 3500–4000 км (как это было сделано на созданном в СибНИА демонстраторе СТР-40ДТ).

Рассмотрим более подробно характеристики самолета Як-40, необходимые для дальнейшего концептуального анализа его модификационного варианта. Приведем данные из работы [9]: размах крыла $l = 25 [\text{м}]$; площадь $S = 70 [\text{м}^2]$; удлинение $\lambda = 8,9$; средняя аэродинамическая хорда $x_{сax} = 2,97 [\text{м}]$; максимальная взлетная масса m_0 : 14,85; 16,1; 16,8; 17,2 т; максимальная коммерческая нагрузка $m_{ком}$: 2,3; 2,43; 2,88; 3,24 т; максимальная масса самолета без топлива: 12,2; 13,5; 13,75 т; максимальная вместимость баков-кессонов зависит от заводского номера самолета и может составлять: 3,0; 4,4; 6,0 т.

Далее воспользуемся информацией из [10]: практическая дальность полета на высоте 8100 м при максимальном взлетном весе с коммерческой нагрузкой 1000 кг и остатке топлива 700 кг после посадки – 2200 км.

Из всех возможных вариантов Як-40, в которых может варьироваться масса топлива в зависимости от массы коммерческой нагрузки и дальности, в качестве исходного рассматривается вариант, указанный в [10]: максимальная дальность $L = 2200 [\text{км}]$, максимальный запас топлива $m_t = 6 [\text{т}]$ и максимальная взлетная масса $m_{0max} = 17,2 [\text{т}]$. Учитывая, что среднечасовой расход топлива у самолета составляет порядка 1250 кг, упомянутый остаток 700 кг, можно рассматривать как аэронавигационный запас. Он зависит от дальности полета и колеблется в пределах 0,18...0,21 для ближнемагистральных пассажирских самолетов. При вычислении функциональных масс можно использовать известные весовые формулы из [11–14]. В частности, масса оборудования и снаряжения, согласно [11], составит $m_{об.сн.} = 2362 [\text{кг}]$. Для удобства дальнейшего расчета в эту функциональную массу также включим и упомянутый нерасходуемый запас топлива в 700 кг, одновременно исключив его из общей массы топлива, расходуемой в полете.

Для силовой установки и топливной системы примем коэффициенты $k_{c.y.} = 1,18$, $k_{т.с.} = 1,037$. Опять-таки для удобства те добавки масс, которые дают эти коэффициенты, отнесем также в неизменяемую от взлетной

Таблица 2
Table 2

Характеристики функциональных масс исследуемого самолета
Performance of the functional masses of the aircraft under consideration

Вариант самолета	Массы проектных вариантов	Составляющие масс					Сумма
		Исходный вариант, $L = 2200$ [км], $n_{\text{пасс}} = 11$					
		$m_{\text{к.п}}$	$m_{\text{с.у}} = m_{\text{дв}}$	$m_{\text{т.с}} = m_{\text{т}}$	$m_{\text{ц}}$		
$m_{\text{об.сн.}}$	$m_{\text{ком.}}$						
Исходный	Абсолютные m_i , т	6,46	1,05	5,3	2,69 + 0,7*	1,00	17,20
	Относительные $\bar{m}_i$	0,376	0,061	0,349	0,156	0,058	1,00
Базовый	Абсолютные m_i , т	Изменение количества пассажиров $L = 2000$ [км], $n_{\text{пасс}} = 19$					
		6,46	1,05	4,8	2,49 + 0,7*	1,7	17,20
		Относительные $\bar{m}_i$	0,376	0,061	0,28	0,185	0,099
Окончательный	Абсолютные m_i , т	Композитное крыло с $\lambda = 10,5$ с винглетами, два двигателя					
		5,66	0,95	4,8 + 0,5*	2,49	1,7	16,1
		Относительные $\bar{m}_i$	0,352	0,059	0,329	0,154	0,105

* навигационный запас топлива.

массы часть – массу оборудования и снаряжения, которая теперь составит $m_{\text{об.сн.}} = 2362 + 333 = 2695$ [кг]. Из уравнения баланса масс определится масса конструкции планера $m_{\text{к.п.}} = 17200 - 2695 - 6000 - 1050 - 1000 = 6455$ [кг]. Таким образом, масса пустого самолета будет около 10 т, что примерно соответствует и данным СибНИА (9850 кг).

Характеристики функциональных масс исходного варианта, необходимые для дальнейших расчетов, приведены в табл. 2.

В той же таблице наряду с исходным вариантом приводятся массы вариантов самолета, которые последовательно будут вычисляться на следующих этапах:

1) введение дополнительной коммерческой нагрузки, обеспечивающей в целом размещение 19 пассажиров и снятие части бытового пассажирского оборудования в связи с изменением числа пассажиров с 36 до 19;

2) замена металлического крыла с удлинением 8,93 на крыло с большим удлинением и с винглетами с последующим переходом на конструкцию из композитных материалов;

3) переход от двигательной установки, состоящей из трех АИ-25, к 2-двигательной.

Перейдем к более подробному рассмотрению каждого этапа.

1. Скорректируем исходный вариант, представленный в табл. 2, в котором масса коммерческой нагрузки 1 т соответствует примерно 11 пассажирам, под новую коммерческую нагрузку на 19 пассажиров. Масса целевой нагрузки увеличится на $8 \cdot 90 = 720$ [кг].

С учетом того, что обычный Як-40 оборудован на 36 пассажиров, можно снизить массу бытового оборудования, исходя из расчета 12 кг/пасс: $(36 - 19) \cdot 12 = 204$ [кг]. Таким образом, увеличение массы целевой нагрузки составит $720 - 204 \approx 500$ [кг]. Для сохранения взлетной массы на уровне максимальной $m = 17,2$ [т] добавленную коммерческую массу скомпенсируем соответствующим уменьшением массы топлива на 500 кг, что приведет (с учетом неиспользованного остатка топлива 700 кг) к снижению дальности на $2200 \cdot 0,5 / 5,3 \approx 200$ [км]. Далее этот вариант с дальностью 2000 км будет рассматриваться уже как базовый, в котором массы целевой нагрузки и топлива составят: $m_{\text{ц}} = 2,49 + 0,7 + 1,7 = 4,89$ [т], $m_{\text{т.с.}} = 6 - 0,5 - 0,7 = 4,8$ [т],

Таблица 3
Table 3

Некоторые аэродинамические характеристики для исследуемых вариантов самолета
Some aerodynamic performance for the studied aircraft configurations

Вариант крыла	e	λ_e	$c_{xa \text{ инд}}$	c_{xa}	$\Delta c_{xa}, \%$	K
Базовый $\lambda = 8,93$	0,589	5,62	0,0204	0,0387	0	15,5
$\lambda = 8,93$ с винглетами	0,589	6,09	0,0188	0,0371	-3,86	16,16
$\lambda = 10,5$ с винглетами	0,482	7,63	0,0150	0,0333	-13,9	18,00
$\lambda = 11,5$ с винглетами	0,416	8,72	0,0131	0,0314	-18,9	19,07

а их скорректированные относительные массы: $\bar{m}_{\text{Ц}} = 0,284$; $\bar{m}_{\text{Т.с.}} = 0,279$.

Для расчета КЧВМ по формуле (6) прием $c_{xa \text{ ф}}/c_{xa} = 0,25$. По результатам расчета базового варианта получим $\mu_m = 1 / [0,284 + (0,279 + 0,061) \cdot 0,25] = 2,7$.

2. Увеличение удлинения крыла λ и установка винглетов является одним из эффективных способов, непосредственно влияющих на снижение индуктивного сопротивления $C_{x \text{ инд}}$ и, как следствие, способствующих повышению топливной эффективности [15]:

$$c_{xa} = c_{xa 0} + c_{xa \text{ инд}} = c_{xa 0} + \frac{c_{ya}^2}{\pi \lambda e w}, \quad (10)$$

где $c_{xa 0}$ – коэффициент лобового сопротивления всего самолета при отсутствии подъемной силы (вредное сопротивление); e – коэффициент Освальда, который будем вычислять по формуле из [13]

$$e = 4,61(1 - 0,045\lambda^{0,68})(\cos \chi)^{0,15} - 3,1, \quad (11)$$

а w – коэффициент, учитывающий наличие винглетов [9]:

$$w = 1 + 1,9 h_b / l. \quad (12)$$

При отсутствии винглетов в формуле (12) $h_b = 0$ и $w = 1$.

Произведение $\lambda e w$ является по существу эффективным удлинением λ_e .

Для анализа аэродинамического эффекта будем использовать коэффициент аэродинамического качества $K = c_{ya} / c_{xa}$. В табл. 3 представлены аэродинамические характеристики крыла исходного самолета Як-40 и новых возможных вариантов с удлинениями $\lambda = 10,5$ и $11,5$. У всех вариантов принимается одинаковой: площадь крыла $S = 70 \text{ [м}^2\text{]}$ и стреловидность крыла по передней кромке $\chi = 4^\circ$. При расчете K коэффициент подъемной силы на крейсерском режиме принимается осредненным $c_{ya} = 0,6$. Изменение коэффициентов Δc_{xa} приводится в этой таблице для большей наглядности в процентах по отношению к базовому варианту. При использовании винглетов их высота принималась $h_b = 1,1 \text{ [м]}$.

Далее в модифицированном варианте остановимся только на одном варианте крыла с $\lambda = 10,5$ с винглетами.

Для оценки массы крыла, связанной с переходом с $\lambda = 8,93$ на $\lambda = 10,5$ в прежнем металлическом исполнении, воспользуемся весовой формулой из работы [2]

$$\bar{m}_{\text{кр}} = \frac{n_y^p \lambda \psi 0,022 \sqrt[4]{m}}{p_0 \bar{c}_0^{0,75} (\cos \chi_{0,25})^{1,5}} (0,85 + \frac{\bar{c}_0 / \bar{c}_k - 1}{\eta + 3}) k_1 + \frac{4,5 k_2 k_3}{p_0} + 0,01, \quad (13)$$

где n_y^p – расчетная перегрузка, $p_0 = mg / S$ – удельная нагрузка на крыло; $\chi_{0,25}$ – угол стреловидности по линии четверти хорды; $\bar{c}_0, \bar{c}_k$ – относительные толщины профиля в корневом и концевом сечениях; ψ – коэффициент, учитывающий разгрузку крыла изгибающимися моментами от топлива и сосредоточенных грузов на крыле:

$$\psi = 0,92 - 0,5\bar{m}_T - 0,1k_{дв}, \quad (14)$$

$k_{дв}$ – коэффициент, учитывающий расположение двигателей, в данном случае при их отсутствии на крыле $k_{дв} = 0$; k_1 – коэффициент, учитывающий ресурс крыла, $k_1 = 1,1$; k_2 – коэффициент, учитывающий используемый вид механизации крыла ($k_2 = 1,5$); k_3 – коэффициент, учитывающий вид герметизации топливных баков ($k_3 = 1,1$).

Результаты расчета по формуле (13):

– для крыла с $\lambda = 8,93$ – $\bar{m}_{кр} = 0,142$;

$$m_{кр} = 2,45 \text{ [т]},$$

– для удлинения $\lambda = 10,5$ – $\bar{m}_{кр} = 0,161$;

$$m_{кр} = 2,77 \text{ [т]}.$$

Таким образом, для металлического крыла начальный прирост массы крыла составил бы $2,77 - 2,45 = 0,32 \text{ [т]}$.

Для оценки массы композиционной конструкции крыла рассмотрим структурную весовую формулу В.А. Комарова [16]

$$m_i = \frac{\varphi}{\bar{\sigma}} C_K PL, \quad (15)$$

где φ – коэффициент полноты массы, учитывающий реальный прирост массы к теоретическому значению; $\bar{\sigma}$ – удельная прочность основного конструкционного материала, используемого в агрегате, вычисляемая как отношение допускаемого напряжения к плотности материала; C_K – коэффициент силового фактора, учитывающий особенности внешней формы конструкции, ее силовой схемы и распределения нагрузки, P , L – характерная

нагрузка и характерный размер рассматриваемого агрегата.

В работе [2] был предложен вариант этой формулы применительно к композитным крыльям, записанный в виде

$$m_{кр км} = \beta_{км} n_y^p m g z_a, \quad (16)$$

в которой $\beta_{км} = \frac{\varphi}{\bar{\sigma}} C_K$, $P = n_y^p mg$, $L = z_a$, где

n_y^p – расчетная перегрузка (для Як-40 она больше обычной для пассажирских самолетов и составляет 5,1), z_a – расстояние от оси симметрии самолета до средней аэродинамической хорды ($z_a = 5,38 \text{ [м]}$).

Коэффициент $\beta_{км}$ берется из статистических данных самолетов с композитными крыльями. Согласно исследованиям из работы [2] для МС-21 $\beta_{км} = 0,00029 \text{ [т/(тм}^2/\text{с}^2)]$, для Boeing 777-9 – $\beta_{км} = 0,00025 \text{ [т/(тм}^2/\text{с}^2)]$. Проведя линейную аппроксимацию $\beta_{км}$ по взлетным массам для Як-40, получим $\beta_{км} = 0,0003 \text{ [т/(тм}^2/\text{с}^2)]$. В результате масса композитного крыла для варианта с $\lambda = 10,5$ составит $m_{кр} = 1,49 \text{ [т]}$ без винглетов и $m_{кр} = 1,62 \text{ [т]}$ с винглетами (при этом расчете винглеты условно разворачивались в плоскость крыла, и их высота добавляла к размаху крыла еще 2,2 м).

В результате масса конструкции снизится за счет массы крыла на величину $\Delta m_{кр} = 2,45 - 1,62 = 0,8 \text{ [т]}$.

Улучшение аэродинамики обеспечит возможность потенциального снижения массы топлива и массы двигателя [8]. Выражение (5) для этого случая примет вид

$$\Delta m = \mu_K \Delta K, \quad (17)$$

где $\mu_K = -\mu_m (m_T + m_{дв}) / K$.

В результате получим выражение для учета влияния роста аэродинамического качества на конечное сокращение массы

$$\Delta m = -\mu_m(m_T + m_{дв})\Delta K / K, \quad (18)$$

которое даст потенциальное снижение взлетной массы $\Delta m = 2,7(4,8 + 1,05) \cdot 2,5 / 15,5 = 2,34$ [т]. При условии сохранения дальности Δm могла бы распределиться следующим образом: снижение топлива на 1,93 т и за счет двигателя 0,42 т. Эти цифры можно воспринимать как появившийся резерв в балансе масс, который можно будет направить на увеличение дальности. Но, чтобы оценить окончательный эффект, вначале заменим силовую установку.

3. В качестве силовой установки рассмотрим два двигателя TFE731-5BR, обеспечивающих тягу $2 \times 21,1$ [кН] с удельным расходом $c_{p2} = 0,0515$ [кг/Н/ч]. Два таких двигателя легче трех АИ-25 на 155 кг. Тогда возможное снижение массы топлива за счет аэродинамического улучшения и более легких двигателей, которое составит $1,93 + (0,42 + 0,155) \approx 2,5$ [т], направим на увеличение дальности. При старых двигателях АИ-25 дальность возросла бы на $2000 \cdot 2,5 / 4,8 \approx 1040$ [км] и составила бы $2000 + 1040 = 3040$ [км].

Более экономичные TFE731 увеличат дальность на $2916 \cdot (0,078 - 0,0515) / 0,078 \approx 990$ [км]. При этом аэронавигационный запас топлива можно еще уменьшить: 700 [кг] $\times (0,078 - 0,0515) / 0,078 \approx 240$ [кг]. При расходе двух TFE731-5BR 270 [галл/ч] ≈ 800 [кг/ч] добавок топлива в 240 кг при крейсерской скорости 510 км/ч даст еще добавку дальности $\Delta L \approx 510 \cdot 240 / 800 \approx 150$ [км].

Таким образом, полная дальность нового самолета будет составлять $L = 3040 + 990 + 150 \approx 4180$ [км].

Выводы

1. Полученные результаты в модифицированном варианте Як-40 по дальности хорошо согласуются с результатами практических исследований, выполненных в СибНИА в 2012–2019 гг.

2. Модифицированный Як-40 с дальностью порядка 4000 км может успешно использоваться как самолет бизнес-класса. По своим техническим характеристикам получившийся самолет не будет уступать известному и хорошо зарекомендовавшему себя самолету Dassault Falcon 900.

3. Учитывая, что самолет может эксплуатироваться и с аэродромов, рассчитанных на региональные самолеты (т. е. более низкого класса), а в ряде случаев и с грунтовых ВПП, для конструкции крыла из КМ, видимо, потребуется еще один дополнительный коэффициент безопасности. Если принять этот коэффициент $k_{\text{км аэр}} = 1,5$, то масса композитной конструкции крыла составит уже $m_{\text{кр}} = 1,62 \cdot 1,5 = 2,43$ [т], и тогда общая масса возрастет на $0,8$ т. При эквивалентном снижении массы топлива дальность в таком варианте уменьшится на 660 км и составит 3400 км. Но вопрос оценки рациональности применения композитных конструкций на региональных самолетах с точки зрения эксплуатационных требований нуждается в специальных глубоких многосторонних исследованиях.

4. Для создания нового российского регионального самолета необходим отечественный двигатель. Одним из возможных вариантов для новой силовой установки может быть рассмотрен на основе создаваемого перспективного двигателя НПЦ «Салют» СМ-100. Этот двигатель обладает большей тягой (от 25 кН), большим расходом топлива и массой по сравнению с TFE731-5BR. Запас по тяге также может быть использован для увеличения пассажироместимости нового регионального самолета.

Список литературы

1. **Леонов В.** Гражданский авиапром на особом контроле [Электронный ресурс] // Аргументы Недели. Общество. 2023. № 50 (896). 20–26 декабря. URL: <https://argumenti.ru/society/2023/12/873292> (дата обращения: 08.02.2024).

2. Кретов А.С., Тиняков Д.В., Шатаев П.А. Концептуальная оценка топливной эффективности пассажирских самолетов с переходом на композитные крылья // Научный Вестник МГТУ ГА. 2023. Т. 26, № 2. С. 72–90. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-72-90

3. Kretov A., Tiniakov D. Evaluation of the mass and aerodynamic efficiency of a high aspect ratio wing for prospective passenger aircraft [Электронный ресурс] // Aerospace. 2022. Vol. 9, no. 9. ID: 497. DOI: 10.3390/aerospace9090497 (дата обращения: 08.02.2024).

4. Дракин И.И. Влияние изменений весовых и аэродинамических характеристик конструкций на полетный вес летательного аппарата // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 1960. № 1. С. 52–62.

5. Политковский В.И., Бадягин А.А. О коэффициенте увеличения стартовой массы ЛА // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 1966. № 1. С. 161–164.

6. Гоголин В.П. Определение коэффициента роста изменений взлетного веса при реализации изменений веса конструкции // Труды КАИ. 1973. Выпуск 160. С. 11–14.

7. Гоголин В.П. К задаче разрешения противоречий между весом и сопротивлением частей самолета // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 1974. № 1. С. 13–16.

8. Kretov A. Sensitivity factors of aircraft mass for the conceptual design // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2021. Vol. 93, no. 9. Pp. 1470–1477. DOI: 10.1108/AEAT-11-2020-0256

9. Гурьянова Е.М. Конструкция и летная эксплуатация самолета Як-40: конспект лекций. Ульяновск: УВАУ ГА, 2007. 116 с.

10. Рогонов А.М. Практическая аэродинамика самолета Як-40: учеб. пособие. Ульяновск: УВАУ ГА, 2005. 124 с.

11. Егер С.М., Мишин В.Ф., Лисейцев Н.К. и др. Проектирование самолетов: учебник для вузов. М.: Машиностроение, 2005. 648 с.

12. Погосян М.А., Лисейцев Н.К., Стрелец Д.Ю. и др. Проектирование самолетов: учебник для вузов / Под ред. М.А. Погосяна. 5-е изд., перераб. и доп. М.: Инновационное машиностроение, 2018. 864 с.

13. Raymer D.P. Aircraft design: A conceptual approach. 6th ed. Publisher: American Institute of Aeronautics & Ast, 2018. 1062 p.

14. Torenbeek E. Advanced aircraft design: Conceptual design, analysis, and optimization of subsonic civil airplanes. Chichester: John Wiley and Sons, 2013. 440 p.

15. Тиняков Д.В. Интегрированное формирование геометрических параметров системы несущих поверхностей на этапе предварительного проектирования самолетов транспортной категории // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. 2012. Т. 53. С. 27–35.

16. Комаров В.А. Весовой анализ авиационных конструкций: теоретические основы // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2000. № 1. С. 31–39.

References

1. Leonov, V. (2023). Civil aviation industry under special control. *Argumenty Nedeli. Obshchestvo*, no. 50 (896). Available at: <https://argumenti.ru/society/2023/12/873292> (accessed: 08.02.2024). (in Russian)

2. Kretov, A.S., Tiniakov, D.V., Shataev, P.A. (2023). Conceptual assessment of the fuel efficiency of passenger aircraft with the transition to composite wings. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 26, no. 2, pp. 72–90. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-72-90 (in Russian)

3. Kretov, A., Tiniakov, D. (2022). Evaluation of the mass and aerodynamic efficiency of a high aspect ratio wing for prospective passenger aircraft. *Aerospace*, vol. 9, no. 9, ID: 497. DOI: 10.3390/aerospace9090497 (accessed: 08.02.2024).

4. Drakin, I.I. (1960). Influence of changes in the weight and aerodynamic characteristics of structures on the flight weight of an aircraft.

Izvestiya vyshykh uchebnykh zavedeniy. Aviatsionnaya tekhnika, no. 1, pp. 52–62. (in Russian)

5. **Politkovsky, V.I., Badyagin, A.A.** (1966). On the coefficient of increasing the launch mass of the aircraft. *Izvestiya vyshykh uchebnykh zavedeniy. Aviatsionnaya tekhnika*, no. 1, pp. 161–164. (in Russian)

6. **Gogolin, V.P.** (1973). Determination of the growth coefficient of take-off weight with realization of weight changes in the structure. *Trudy KAI*, issue 160, pp. 11–14. (in Russian)

7. **Gogolin, V.P.** (1974). On the problem of resolving contradictions between the weight and drag of aircraft parts. *Izvestiya vyshykh uchebnykh zavedeniy. Aviatsionnaya tekhnika*, no. 1, pp. 13–16. (in Russian)

8. **Kretov, A.** (2021). Sensitivity factors of aircraft mass for the conceptual design. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 93, no. 9, pp. 1470–1477. DOI: 10.1108/AEAT-11-2020-0256

9. **Guryanova, E.M.** (2007). Design and flight operation of Yak-40 airplane: Lecture notes. Ulyanovsk: UVAU GA, 116 p. (in Russian)

10. **Rogonov, A.M.** (2005). Practical aerodynamics of Yak-40 airplane: Tutorial. Ulyanovsk: UVAU GA, 124 p. (in Russian)

11. **Yeger, S.M., Mishin, V.F., Lisey-tsev, N.K. et al.** (2005). Aircraft design: Textbook for Universities. Moscow: Mashinostroyeniye, 648 p. (in Russian)

12. **Poghosyan, M.A., Liseytshev, N.K., Sagittarius, D.Yu. et al.** (2018). Aircraft design: Textbook for Universities, in Pogosyan M.A. (Ed.). 5th ed. revised and expanded edition. Moscow: Innovatsionnoye mashinostroyeniye, 864 p. (in Russian)

13. **Raymer, D.P.** (2018). Aircraft design: A conceptual approach. 6th ed. Publisher: American Institute of Aeronautics & Ast, 1062 p.

14. **Torenbeek, E.** (2013). Advanced aircraft design: Conceptual design, analysis, and optimization of subsonic civil airplanes. Chichester: John Wiley and Sons, 440 p.

15. **Tiniakov, D.V.** (2012). Integrated generation of the lift system surfaces geometric parameters on the preliminary designing stage of transport category airplanes. *Otkrytyye informatsionnyye i kompyuternyye integrirovannyye tekhnologii*, vol. 53, pp. 27–35. (in Russian)

16. **Komarov, V.A.** (2000). Weight analysis of aircraft structures: Theoretical foundations. *All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, no. 1, pp. 31–39. (in Russian)

Сведения об авторах

Кретов Анатолий Степанович, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры проектирования и прочности авиационно-космических и ракетных систем Московского авиационного института (национального исследовательского технического университета), kretov-ac@mail.ru.

Глухов Вячеслав Васильевич, инженер-конструктор 1-й категории Казанского авиационного завода, glukhov.v.vas@gmail.com.

Тиняков Дмитрий Васильевич, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры гражданской авиации Нанкинского университета аэронавтики и астронавтики, tinyakov_dm@mail.ru.

Information about the authors

Anatoly S. Kretov, Doctor of Technical Sciences, Professor, Professor of the Design and Strength of Aerospace and Rocket Systems Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), kretov-ac@mail.ru.

Vyacheslav V. Glukhov, Design Engineer of the 1st category of the Kazan Aviation Plant, glukhov.v.vas@gmail.com.

Dmitry V. Tinyakov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of the Civil Aviation Engineering Chair, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, tinyakov_dm@mail.ru.

Поступила в редакцию	21.04.2024	Received	21.04.2024
Одобрена после рецензирования	27.05.2024	Approved after reviewing	27.05.2024
Принята в печать	25.07.2024	Accepted for publication	25.07.2024

ББК 05
Н 34
Св. план 2024

Научный Вестник МГТУ ГА
Том 27, № 04, 2024
Civil Aviation High TECHNOLOGIES
Vol. 27, No. 04, 2024

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 печать 27.08.2024.

Печать цифровая

Формат 60×90/8

11,88 усл. печ. л.

Заказ № 1049/155

Тираж 50 экз.

Московский государственный технический университет ГА
125993, Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20
Изготовлено в ИД Академии имени Н. Е. Жуковского
125167, Москва, 8-го Марта 4-я ул., дом 6А
Тел.: (495) 973-45-68
E-mail: artpress@mail.ru

© Московский государственный
технический университет ГА, 2024