

Том 27, № 02, 2024

ISSN 2079-0619

e-ISSN 2542-0119

Научный Вестник МГТУ ГА



Civil Aviation High TECHNOLOGIES

Vol. 27, No. 02, 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;

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

СОДЕРЖАНИЕ

ТРАНСПОРТНЫЕ СИСТЕМЫ

Волков А.К., Миронова Л.В., Потапова С.Е.

Применение предварительно обученных нейронных сетей для решения задачи обратного поиска рентгеновских изображений запрещенных предметов и веществ 8

Хачикян П.П.

Орнитологическое обеспечение безопасности полетов как задача принятия решений в условиях неопределенности 25

МАШИНОСТРОЕНИЕ

Акимов В.Н., Куприянова Я.А., Парафесь С.Г.

Рациональное проектирование конструкции аэродинамического руля с учетом прочности, жесткости и аэроупругой устойчивости 43

Vardanyan G.B., Kochetov A.S., Petrov Y.V.

Experimental studies of the impact of fluid sloshing in the tank on the dynamic characteristics of the "wing model – fuel tank" system 60

Левшонков Н.В., Нафиков И.М., Ларюхина Я.В.

Алгоритм комплексирования изображений при групповом применении беспилотных воздушных судов 69

Макеев П.В.

Расчетные исследования аэродинамических характеристик соосного несущего винта вертолета Ка-226Т на режимах «вихревого кольца» 80

Petrov Y.V., Semakova M.V., Ugreninov V.G.

Experimental studies of the influence of elastic-dissipative parameters of engine mounting units on the dynamic characteristics of the "wing model – elastic pylon – engine" system 94

CONTENTS

TRANSPORTATION SYSTEMS

Volkov A.K., Mironova L.V., Potapova S.E.

The use of pretrained neural networks for solving the problem of reverse searching of X-ray images of prohibited items and substances 8

Hachikyan P.P.

Ornithological flight safety as a task of decision making in conditions of uncertainty 25

MECHANICAL ENGINEERING

Akimov V.N., Kupriyanova Ya.A., Parafes' S.G.

Rational design of the aerodynamic rudder structure taking into account strength, rigidity and aeroelastic stability 43

Vardanyan G.B., Kochetov A.S., Petrov Y.V.

Experimental studies of the impact of fluid sloshing in the tank on the dynamic characteristics of the "wing model – fuel tank" system 60

Levshonkov N.V., Nafikov I.M., Laryukhina Y.V.

Image fusion algorithm for the collaborative use of unmanned aerial vehicles 69

Makeev P.V., Ignatkin Yu.M., Shomov A.I., Selemenev S.V.

Computational investigations of Ka-226T helicopter coaxial rotor aerodynamics in the vortex ring state 80

Petrov Y.V., Semakova M.V., Ugreninov V.G.

Experimental studies of the influence of elastic-dissipative parameters of engine mounting units on the dynamic characteristics of the "wing model – elastic pylon – engine" system 94

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 658.71.08,519.87

DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-2-8-24

**Применение предварительно обученных нейронных сетей
для решения задачи обратного поиска рентгеновских изображений
запрещенных предметов и веществ**

А.К. Волков¹, Л.В. Миронова¹, С.Е. Потапова¹

¹Ульяновский институт гражданской авиации

имени Главного маршала авиации Б.П. Бугаева, г. Ульяновск, Россия

Аннотация: В работе рассматриваются вопросы применения предварительно обученных нейронных сетей для решения задачи обратного поиска рентгеновских изображений запрещенных предметов и веществ. Целью работы является проведение анализа и обоснование путей повышения эффективности систем распознавания рентгеновских изображений багажа и ручной клади пассажиров. Представлен анализ существующих отечественных и зарубежных работ в области распознавания рентгеновских изображений багажа и ручной клади пассажиров. Выявлено, что, несмотря на достигнутые результаты по разработке алгоритмов распознавания запрещенных предметов и веществ, они не в полной мере справляются с таким фактором сложности, как наложение предметов. Для решения данной проблемы в работе предлагается дополнительно анализировать те рентгеновские изображения, на которых уверенность в распознавании объектов невысокая. Данный этап включает в себя следующие шаги: сегментация изображений, извлечение признаков сегментированных элементов изображений; поиск схожих изображений по базе данных; принятие решения о классе сегментированных элементов изображений. В данной статье рассматриваются три последних шага. Проанализированы варианты реализации подходов к извлечению признаков из изображений, в частности основанные на применении сверточных автоэнкодеров и предварительно обученных нейронных сетей. Выбран подход, основанный на применении предварительно обученных нейронных сетей. В работе применяется нейронная сеть архитектуры ResNet-50, предварительно обученная на коллекции ImageNet. Для применения данной модели для извлечения векторов признаков изображений, был предварительно удален последний слой классификации. Все предыдущие слои модели кодируют изображение в вектор. ResNet-50 генерирует 2048-мерный вектор признаков изображений. Для понижения размерности векторов признаков изображений используется метод главных компонент. Решение о том, является ли сегментированный элемент изображения запрещенным предметом или веществом, рассматривается как задача обратного поиска с применением алгоритма K -ближайших соседей. Класс элемента рентгеновского изображения в данном случае – это класс, наиболее часто встречающийся среди k ближайших соседей. В целях апробации предложенного подхода был сформирован обучающий набор данных, включающий 4 635 изображений отдельных предметов и веществ, которые могут встречаться в багаже и ручной клади пассажиров. Представлен сравнительный анализ времени индексации и поиска изображений при различных алгоритмах и количестве признаков. Представлен сравнительный анализ точности модели. Сделан вывод, что наиболее приемлемым является алгоритм Brute force в сочетании с методом главных компонент.

Ключевые слова: досмотр, рентгеновское изображение, нейронная сеть, задача обратного поиска, эмбединг, кластеризация, метод главных компонент, алгоритм t -распределенного стохастического эмбединга соседей.

Для цитирования: Волков А.К., Миронова Л.В., Потапова С.Е. Применение предварительно обученных нейронных сетей для решения задачи обратного поиска рентгеновских изображений запрещенных предметов и веществ // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 2. С. 8–24. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-2-8-24

The use of pretrained neural networks for solving the problem of reverse searching of X-ray images of prohibited items and substances

A.K. Volkov¹, L.V. Mironova¹, S.E. Potapova¹

¹*Ulyanovsk Civil Aviation Institute Named After Air Chief Marshal B.P. Bugaev,
Ulyanovsk, Russia*

Abstract: The paper considers the application of pretrained neural networks to solve the problem of reverse searching of X-ray images of prohibited items and substances. The purpose of the work is to conduct an analysis and substantiate ways to improve the efficiency of baggage and passenger hand luggage X-ray image recognition systems. An analysis of existing domestic and foreign works in the field of baggage and passenger hand luggage X-ray image recognition is presented. It has been revealed that, despite the achieved results in the development of algorithms for recognizing prohibited items and substances, they do not fully cope with such a complexity factor as the overlay of objects. To solve this problem, the paper proposes to additionally analyze X-ray images with low confidence in object recognition. This stage includes the following steps: image segmentation, extraction of features of segmented image elements; search for similar images in the database; decision-making on the class of segmented image elements. This article discusses the last three steps. Variants of approaches to feature extraction from images are analyzed, particularly those based on the application of convolutional autoencoders and pretrained neural networks. The approach based on the application of pretrained neural networks is chosen. The ResNet-50 architecture neural network, pretrained on the ImageNet collection, is used during the work. In order to apply this model to extract image feature vectors, the last classification layer was preliminarily removed. All the previous layers of the model encode the image into a vector. ResNet-50 generates a 2048-dimensional feature vector of images. The principal component analysis is used to reduce the dimensionality of the image feature vectors. The decision of whether the segmented image element is a prohibited item or substance is considered as a reverse search problem using the k-nearest neighbor algorithm. In this case, the class of the X-ray image element is the class most frequently encountered among the K nearest neighbors. In order to test the proposed approach, a training dataset, including 4,635 images of individual items and substances that may be encountered in baggage and passenger hand luggage, was generated. A comparative analysis of image indexing and image search under different algorithms and feature number is presented. A comparative analysis of the model accuracy is provided. It is concluded that the most acceptable is the "Brute force" algorithm in combination with the principal component analysis.

Key words: screening, X-ray image, neural network, reverse search problem, embedding, clustering, principal component analysis, t-distributed stochastic neighbor embedding algorithm.

For citation: Volkov, A.K., Mironova, L.V., Potapova, S.E. (2024). The use of pre-trained neural networks for solving the problem of reverse searching of X-ray images of prohibited items and substances. Civil Aviation High Technologies, vol. 27, no. 2, pp. 8–24. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-2-8-24

Введение

Обеспечение безопасности объектов транспортной инфраструктуры включает в себя процедуру досмотра багажа с помощью технических средств обнаружения опасных или запрещенных к перевозке предметов. Несмотря на значительные достижения в области технологий и улучшения систем досмотра, исследования показывают, что человеческий фактор оказывает существенное влияние на эффективность и надежность этих систем.

Специалисты досмотровой группы играют ключевую роль в процессе обнаружения запрещенных предметов на рентгеновских изображениях, именно от их знаний и умений зависит качество досмотра. Операторы, работающие за интроскопом, также являются сла-

бым звеном в системе безопасности из-за возможности совершения ошибок. Условия монотонности процесса досмотра и большой объем информации требуют высокой скорости анализа, что может привести к снижению уровня концентрации и внимания оператора и, как следствие, к росту вероятности пропуска запрещенных предметов.

В связи с этим внедрение технологий автоматизированного распознавания рентгеновских изображений представляется важным шагом в улучшении систем досмотра. Подобные технологии могут стать вспомогательными инструментами при принятии решений операторами досмотра. Основу данных технологий составляют компьютерные алгоритмы и система искусственного интеллекта, предварительно обученная на большом количестве рентгеновских

изображений. Применение такого подхода позволяет снизить влияние человеческого фактора, повысить результативность обнаружения запрещенных предметов, увеличить скорость обработки информации.

Целью настоящей статьи является проведение анализа и обоснование путей повышения эффективности систем распознавания рентгеновских изображений багажа и ручной клади пассажиров.

Обзор существующих научных работ

Анализ литературы показал отсутствие на сегодняшний день работ российских авторов, предоставляющих достаточно полный обзор исследований, охватывающих данное направление. В свою очередь зарубежными исследователями представлен ряд публикаций, однако при быстром развитии этой отрасли некоторые алгоритмы распознавания объектов быстро устаревают.

Одной из наиболее известных моделей нейронной сети, используемой для распознавания рентгеновских изображений в условиях уже определенных классов объектов, является сверточная нейронная сеть – CNN (Convolutional Neural Network). Применение технологии сверточных сетей позволяет обнаруживать предметы разного размера и класса. Для разного уровня задач используют либо уже обученные распознавать объекты модели, либо новые наборы изображений объектов для дополнительного обучения моделей, то есть производится трансферное обучение под конкретную, частную задачу [1].

Для обнаружения и классификации объектов на рентгеновских изображениях используются различные архитектуры и алгоритмы нейронных сетей, такие как ResNet, Inception, Inception ResNet, Faster R-CNN, YOLO (You Only Look Once), SSD (Single Shot MultiBox Detector) и др. Расширение поля задач обнаружения объектов способствовало развитию таких архитектур, как DNN (Deep Neural Network) [1]. Особенностью этой архитектуры является обнаружение объектов в режиме реального времени.

В работе [2] внимание уделено сети R-CNN (от Region Based, сверточная сеть на базе регионов), способной к распознаванию объектов в локальных регионах изображений. Сеть R-CNN позволила решать задачу поиска фрагментов на предварительно выделенных областях (регионах), где могут присутствовать искомые объекты. Для выделения областей применяли метод селекции. Авторы использовали архитектуру CaffeNet (является вариантом сети AlexNet) [3] для обучения на наборе изображений ImageNet и распознавания объектов 1000 классов. В таких условиях архитектура сети R-CNN обеспечивала высокую точность и полноту при небольшой производительности. Впоследствии это послужило причиной на основе R-CNN разработать улучшенные модели, в частности сеть Fast R-CNN, применяемую в задачах классификации объектов, ускоренную сеть Faster R-CNN, использующую вспомогательную подсеть для генерации областей объекта. В отличие от предыдущей версии сеть осуществляет извлечение признаков для всего изображения с последующим наложением рамок региона на карту признаков, а также проводит одновременное обучение процедур свертки, формирования опорных векторов и линейной регрессии [2, 4, 5]. В работе [6] авторы использовали набор данных из 32 253 рентгеновских изображений и обучили модели Faster RCNN и RetinaNet.

Сети архитектуры YOLO признаются как самые результативные по скорости и точности обработки изображений. В основе версии сети YOLOv3 лежит сеть Darknet-53 [7]. В отличие от селективных методов выбора региона, которые использовались в архитектуре сети R-CNN, в сети YOLO входное изображение разделяется на квадратные области, для которых выполняется классификация. Для каждого квадрата изображения прогнозируются три ограничивающих прямоугольника и оценивается достоверность присутствия в них объектов. В YOLOv3 возможно обнаружение объектов 80 различных классов.

Также высокую скорость и производительность показывает сеть SSD, в основе которой дискретизация выходного простран-

ства прямоугольных областей обнаружения в прямоугольнике из стандартного набора с заданными размерами для каждого местоположения на карте признаков (характерных особенностей) изображения. Архитектуры SSD [8] и YOLO используют идею якорей – выделения квадратов из изображения и прогнозирования для них покрывающих прямоугольников, для каждого из которых уточняются координаты, определяется приоритетный класс объекта и уровень достоверности отнесения к этому классу. Имея 11 627 рентгеновских снимков, 6 классов (видов распознаваемых предметов) и используя метод переноса обучения, авторы добились отличных результатов. Результаты исследований подтвердили применимость сверточных нейронных сетей для распознавания предметов на рентгеновских изображениях

Можно отметить работу [9], в которой применялась сеть Mask R-CNN, являющаяся расширенной версией Faster R-CNN и позволяющая выявлять контуры объектов разных типов и тем самым обеспечивать задачи обнаружения, классификации и сегментации, т. к. нейронная сеть выделяет отдельные объекты одного класса на изображении как разные сегменты. Для каждого класса получают свои бинарные маски [10]. Для решения задачи определения разных классов объектов одновременно использовались 13 786 изображений, для анализа были отобраны несколько высокопроизводительных комбинаций. В результате исследования было выявлено, что R-CNN с Inception ResNet V2 имеет самые высокие показатели, тогда как SSD с Inception V2 показали худшие результаты. В целом более быстрые модели менее точны, более быстрый R-CNN достиг почти такой же производительности по холодной оружей, как у ResNet V2, но более чем в три раза быстрее. Обнаружено также, что скорость одноступенчатых моделей больше подходит по частоте видеокадров, что неприменимо для контрольно-пропускных пунктов, так как снижается точность определения угрозы.

В работе [11] для обнаружения опасных металлических предметов также использовались сверточные нейронные сети. Была сфор-

мирована база рентгеновских изображений из 700 экземпляров малых металлических угроз (SMTs – Small Metallic Threats) различных типов и моделей. Часть полученных изображений применялась для обучения путем синтеза образцов, основанного на мультипликативной природе формирования рентгеновских просвечивающих изображений.

В исследовании Университета Дьюка в США совместно с TSA (Transportation Security Administration – Администрация транспортной безопасности) было выделено четыре категории опасных предметов: оружие, ЖАГ (жидкости, аэрозоли, газы), взрывчатые вещества (имитаторы промышленного производства), опасные предметы (колюще-режущего и ударного воздействия). При этом в каждую категорию входило от 10 до 70 предметов. По каждой категории было собрано около 3 500 изображений, что составило около 14 тысяч снимков.

Проблема формирования обучающих наборов данных в настоящее время решается несколькими способами, такими как получение реальных изображений с ограниченными классами запрещенных предметов [12], а также использованием синтезируемых и сгенерированных изображений, в том числе созданных генеративной нейронной сетью [11, 13].

Таким образом, глубокое обучение предоставило ряд возможностей для разработки и модификации алгоритмов обнаружения объектов, и на сегодняшний день сохраняет позиции стремительно развивающейся сферы знаний, в том числе в задачах обработки рентгеновских изображений.

На практике для реализации распознавания рентгеновских изображений в системах безопасности аэропортов используются различные аппаратно-программные решения. Компании Rapiscan Systems, Smiths Detection, L3 Communication Security and Detection Systems, ADANI, NeuralGuard, Hikvision предлагают оборудование, работающее на основе нейронных сетей, для сканирования и обработки рентгеновских изображений. Эти системы обеспечивают автоматическое обнаружение запрещенных предметов и применяют высокотехнологичные методы для анализа и классификации объектов на рентгеновских снимках.

Английская компания NeuralGuard¹ предлагает программно-аппаратный комплекс EyeFox, который позволяет осуществить интеграцию с компьютером интроскопов. В видеоматериалах компании демонстрируется интеграция с моделями ADANI BV6045 и Rapiscan 620DV. Китайская компания Hikvision выпустила интеллектуальный анализатор интроскопа ISD-ST204D. Алгоритм способен определять до 50 категорий предметов. Присутствует возможность установить набор разрешенных и запрещенных предметов².

Из отечественных производителей, занимающихся внедрением компьютерного зрения, можно выделить компании «Диагностика-М» и ООО «Битускан» (продукция B2scan и B2secure)³. «Диагностика-М» оснастила интроскопы конвейерного типа серии ТС-СКАН искусственным интеллектом, что обеспечивает распознавание внешних контуров запрещенных предметов, а также их внутреннее содержимое и их отдельные фрагменты в разобранном виде. В работе интроскопа применяется нейронная сеть, обучающаяся на выборке из 5 млн размеченных изображений и достигающая достаточно высокого уровня локализации объектов.

Таким образом, достигнуты значительные результаты в разработке алгоритмов распознавания запрещенных предметов и веществ. Однако существующие системы распознавания не в полной мере справляются с таким фактором сложности, как наложение предметов. Данный фактор характеризует степень, в которой запрещенный предмет (или его часть) закрыт другими предметами багажа [14]. Для решения данной проблемы в су-

ществующих подходах предлагается увеличивать обучающую выборку данных, чтобы обучить модель на как можно большем количестве примеров. В данной работе предлагается подход, предполагающий дополнительный анализ тех рентгеновских изображений, на которых уверенность в распознавании объектов невысокая. Данное решение включает в себя следующие основные шаги: сегментацию изображений; извлечение признаков сегментированных элементов изображений; поиск схожих изображений по базе данных; принятие решения о классе сегментированных элементов изображений. В данной статье рассматриваются три последних шага.

Методы и методология исследования

Анализ подходов к извлечению признаков из изображений

В настоящее время существуют следующие решения для извлечения признаков из изображений.

Первое решение заключается в построении RGB-гистограмм изображений и их последующего сравнения. Подход позволяет находить похожие изображения, не имеющие существенных отличий в содержимом, при этом имеющие изменения в цвете, оттенке или балансе белого, которые затрудняют распознавание. К недостаткам данного решения можно отнести то, что с ростом обучающего набора данных возрастает вероятность ложных срабатываний.

Следующее решение состоит в том, чтобы выявить характерные визуальные признаки на границе объектов с помощью алгоритмов Scale-Invariant Feature Transform, Speeded Up Robust Features и Oriented FAST and Rotated BRIEF, а затем сравнить количество одинаковых признаков, общих для двух фотографий [15]. Данное решение применяется для оценки сходства изображений объектов с неизменными формами, имеющих мало вариаций.

В исследовании предлагается подход, основанный на нейронных сетях, который

¹ Expose hidden threats—with powerful, precise, ai-powered threat detection for security screening systems [Электронный ресурс] // NeuralGuard Automated Detection. URL: <https://www.neuralguard.com/> (дата обращения: 19.11.2023).

² ISD-ST204D [Электронный ресурс] // Hikvision. URL: https://hikvision.ru/product/isd_st204d (дата обращения: 19.11.2023).

³ «Диагностика-М» выводит на рынок уникальные «умные» интроскопы [Электронный ресурс] // ТСНК ООО «Диагностика-М». URL: https://tsnk.ru/news/2023/05/12/news_462.html (дата обращения: 19.11.2023).

предполагает кодирование изображений в вектор признаков. Под векторами признаков (эмбедингом, от англ. embedding – вложение) понимается обучаемое векторное представление изображения, то есть набор из нескольких сотен или тысяч числовых значений с плавающей запятой. Реализация данного подхода возможна на основе применения сверточных автоэнкодеров или предварительно обученных нейронных сетей.

Сверточные автоэнкодеры для извлечения признаков из изображения

Сверточный автоэнкодер принимает изображение на входе, отображает его в скрытое векторное пространство с помощью модуля кодирования и декодирует его обратно в выходное изображение с теми же размерами с помощью модуля декодирования [16]. Модули кодирования и декодирования представляют собой нейронные сети сверточного типа. Таким образом, автоэнкодер учится восстанавливать исходные данные. Дополнительно можно накладывать различные ограничения на скрытое пространство (слой) автокодировщика.

Для задачи кодирования изображения в вектор используется скрытый слой после модуля кодирования, то самое векторное представление изображения, которое в дальнейшем можно использовать для поиска похожих изображений. К недостаткам использования сверточных автоэнкодеров можно отнести то, что модели нужна более точная настройка параметров для внутренних слоев, больше обучающих данных, а также, в отличие от применения готовых моделей, требуется больше времени на обучение модели.

Использование предобученных моделей для извлечения признаков из изображения

Предварительно обученная сеть – это сохраненная сеть, прежде обученная на большом наборе данных, обычно в рамках масштабной задачи классификации изображений [15]. Для извлечения признаков из изображений применяются предобученные сверточные

нейронные сети, которые предварительно обучались для решения задачи классификации изображений. Данные сети состоят из последовательности нескольких типов слоев, таких как сверточные слои (создают вектора признаков), полносвязные слои и последний слой – классификатор. Для использования подобных моделей для извлечения признаков из изображений необходимо первоначально провести тонкую настройку (дообучение модели). Данная настройка предполагает подстройку нейронной сети для адаптации к новому обучающему набору данных. После оптимизации предобученной модели на новых обучающих данных в ней удаляют последний (классификационный) слой, в результате получается модель, кодирующая изображение в вектор признаков.

Достоинством применения предобученных моделей является то, что нет необходимости строить нейронную сеть с нуля, настраивать сверточные слои, необходимо только дообучить модель на анализируемых данных. Также данные модели, обученные на больших наборах данных, имеющие таким образом настроенные веса для извлечения необходимых признаков, лучше выделяют важные области на новых изображениях.

По результатам проведенного анализа в настоящем исследовании предлагается использовать предобученные модели для извлечения признаков из изображений.

Построение модели подобию изображений при помощи алгоритма K -ближайших соседей

После получения векторных представлений сегментированных элементов изображений необходимо решить, является ли данный объект запрещенным предметом или веществом или нет. Данная задача рассматривается как задача обратного поиска с применением алгоритма K -ближайших соседей. Данный алгоритм включает в себя три этапа:

- 1) расчет расстояния от целевого объекта до всех других объектов в обучающей выборке с использованием выбранной метрики;

2) выбор тех элементов обучающей выборки, до которых минимально расстояние по выбранной метрике от целевого объекта;

3) присвоение класса целевого объекта как класса, наиболее часто встречающегося среди k ближайших соседей.

Существует несколько основных метрик, которые можно использовать в алгоритме K -ближайших соседей: евклидово расстояние; манхэттенское расстояние; метрика Минковского; косинусное расстояние; расстояние Жаккара. Важным моментом при использовании данного алгоритма является выбор оптимального значения k .

Для увеличения скорости поиска изображений можно рассмотреть две стратегии. Первая стратегия основана на уменьшении длины векторов признаков, так как преобученные модели генерируют большой вектор признаков (до нескольких тысяч значений). Вторая стратегия основана на применении более эффективного алгоритма поиска.

Повышение скорости поиска изображений за счет уменьшения длины векторов признаков изображений предлагается реализовать за счет использования метода главных компонент (Principal Component Analysis – PCA). PCA – это статистическая процедура, которая предполагает, что не все признаки, представляющие данные, одинаково важны и, возможно, в наборе признаков есть избыточные, которые можно удалить и получить аналогичные результаты классификации [17]. PCA считается одним из наиболее популярных методов уменьшения размерности. Данный метод не просто удаляет избыточные признаки данных, а генерирует новый набор признаков, являющийся линейной комбинацией исходных признаков. Данные признаки получаются ортогональными друг к другу и называются главными компонентами.

Чтобы определить оптимальное количество признаков, до которого необходимо сократить исходный набор данных, можно воспользоваться долей объясненной дисперсии. Данный параметр отражает ту часть общей дисперсии данных, которую объясняют первые n главных компонент. Часто устанавливают определенный порог и выбирают то

количество компонент, которые в сумме объясняют не менее этой доли (заданной порогом). Также можно воспользоваться анализом вкладов дисперсий для каждого измерения PCA, а также анализом значения кумулятивной дисперсии с каждым измерением PCA.

В качестве различных алгоритмов поиска ближайших соседей в статье будут рассмотрены следующие: алгоритм грубого перебора (Brute force); алгоритм Ball tree и алгоритм K-D tree. Алгоритм Brute force представляет собой самый простой вариант поиска соседей, основанный на попарном вычислении расстояния между точками в обучающем наборе данных. Для повышения вычислительной эффективности на больших наборах данных в алгоритмах Ball tree и K-D tree применяются древовидные структуры данных, которые ускоряют индексацию, тем самым уменьшая время вычислений.

Результаты исследования

Результаты апробации предложенного подхода

В целях апробации предложенного подхода был сформирован обучающий набор данных, включающий 4 635 изображений опасных и бытовых предметов и веществ, разбитых на 15 классов, которые могут встречаться в багаже и ручной клади пассажиров. Эти изображения составили базу данных, в которой в дальнейшем будет происходить поиск вновь сегментированных рентгеновских изображений. По очевидным соображениям для апробации в данной работе будет использоваться только набор изображений неопасных предметов и веществ (3 144 рентгеновских изображения). Разбивка по классам неопасных рентгеновских изображений представлена в табл. 1.

В данной работе для извлечения признаков использовалась архитектура нейронной сети ResNet-50, обученная на коллекции ImageNet. ResNet – это так называемая остаточная нейронная сеть, то есть сеть, построенная на остатке [18]. В архитектуре ResNet-50 применяется 50 слоев. Модель

Таблица 1
Table 1

Разбивка по классам бытовых предметов и веществ
Classification of household items and substances

№ п/п	Класс изображения	Количество
1	Гигиенические принадлежности	634
2	Еда	270
3	Инструменты и канцелярские принадлежности	443
4	Личные вещи	492
5	Одежда	207
6	Посуда	302
7	Бытовая и личная электроника	733
8	Разное	63
Всего		3 144

ResNet-50 генерирует 2048-мерный вектор признаков изображений.

Дообучение модели ResNet-50 проводилось алгоритмом стохастической оптимизации Adam. В качестве функции потерь использовалась категориальная кросс-энтропия.

В качестве параметра k в алгоритме K -ближайших соседей принято значение равное 5. В качестве метрики близости изображений использовалось евклидово расстояние. Будем считать, что целевой объект относится к тому классу, к которому относится 3 и более его ближайших соседей. Первоначально поиск соседей осуществлялся алгоритмом Brute force.

Реализация и обучение предложенных моделей были осуществлены в бесплатной облачной среде для машинного и глубокого обучения Google Colab. Использовался аппаратный ускоритель T4 GPU.

Визуализация кластеров изображений с помощью алгоритма t-SNE

В работе была обучена модель подбора изображений на основе алгоритма K -ближайших соседей, используя которую методом полного перебора будет осуществляться поиск ближайших 5 соседей к целевому объекту на основе евклидова расстояния.

Для визуализации кластеров изображений используется алгоритм t -распределенного стохастического эмбединга соседей (t -distributed Stochastic Neighbor Embedding – t-SNE). Алго-

ритм t-SNE уменьшает размерность многомерного вектора признаков до двух измерений, обеспечивая возможность высокоуровневого обзора набора данных, что помогает увидеть кластеры и близлежащие изображения [19].

Суть работы алгоритма t-SNE заключается в минимизации расхождения функции Кульбака – Лейблера между двумя распределениями вероятностей, что позволяет получить проекцию данных в сниженное пространство. При этом схожие объекты остаются близкими друг к другу, а различные объекты располагаются на некотором расстоянии друг от друга. В качестве распределений вероятностей выступают распределение, которое вычисляется для исходных данных, и распределение, которое строится для целевого (сниженного) пространства.

В качестве значений параметров алгоритма выбраны следующие: перплексия – 35; метрика близости – евклидово расстояние; количество итераций – 1 000. Параметр «перплексия» в алгоритме t-SNE характеризует количество соседей, которое будет учитываться в расчете условных вероятностей сходства. Параметр принимает значения от 5 до 50. Выбор конкретного значения зависит от целей исследования. Если требуется визуализировать более общую структуру данных, то выбирают большие значения перплексии. Для визуализации локальной структуры выбирают маленькие значения перплексии. В данной работе выбрано среднее значение равное 35.

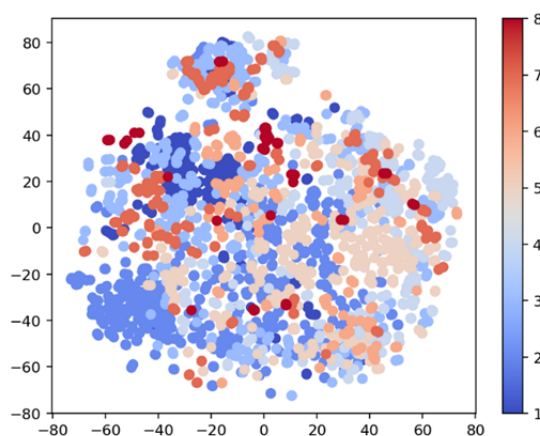


Рис. 1. Визуализация кластеров изображений с помощью алгоритма t-SNE
(до сокращения количества признаков)

Fig. 1. Visualization of image clusters using the algorithm t-SNE (before feature number reduction)

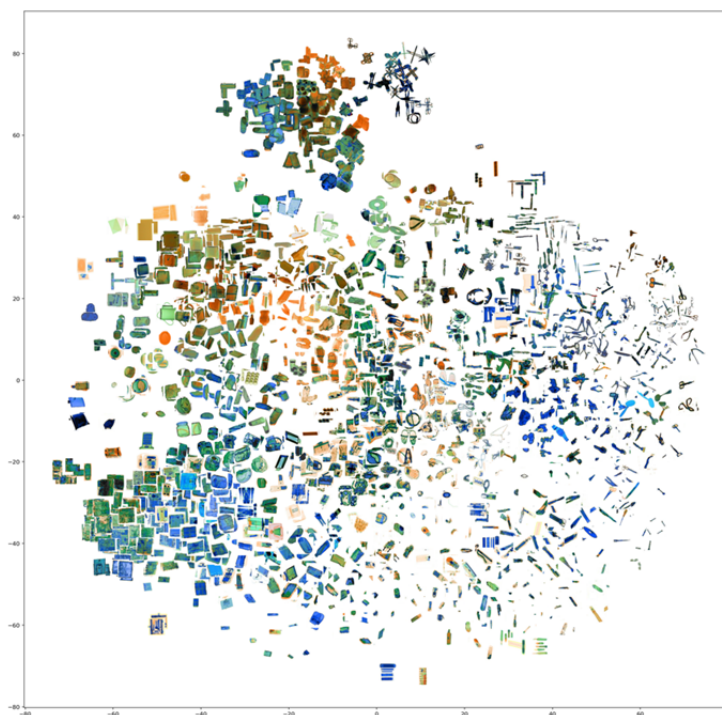


Рис. 2. Визуализация кластеров изображений с помощью алгоритма t-SNE с добавлением самих изображений (до сокращения количества признаков)

Fig. 2. Visualization of image clusters using the algorithm t-SNE with the addition of the images themselves (before feature number reduction)

На рис. 1 показаны полученные кластеры элементов рентгеновских изображений (каждый кластер представляет определенный класс объектов и отмечен одним цветом) и их расположение относительно друг друга.

Для повышения интерпретируемости кластеров добавим сами изображения в эти

кластеры и также визуализируем их с помощью алгоритма t-SNE (рис. 2).

Из рис. 2 видно, что в каждом кластере сгруппированы рентгеновские изображения элементов багажа или ручной клади одного класса. При этом выделенные классы бытовых предметов и веществ находятся близко

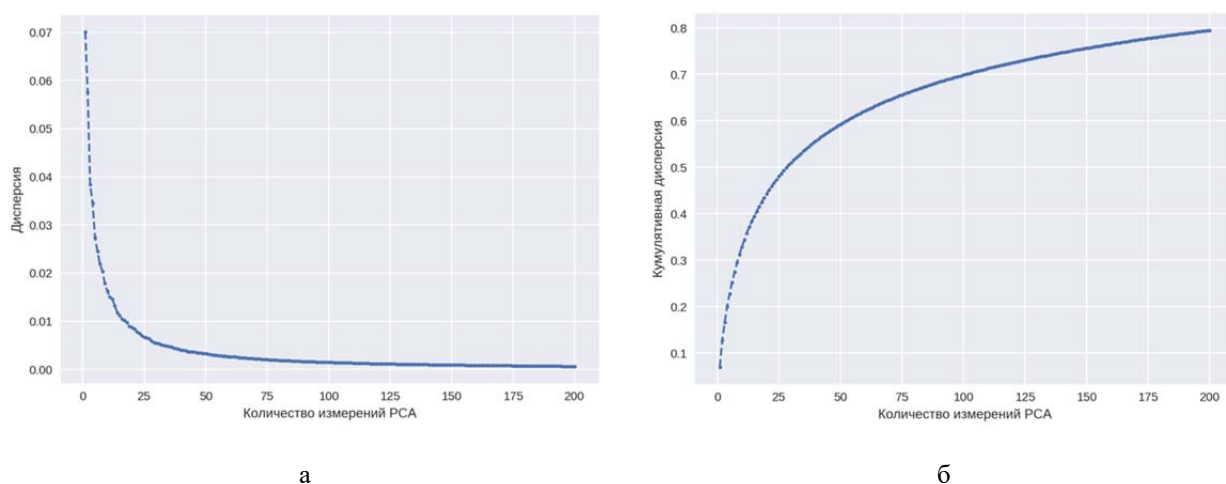


Рис. 3. Дисперсия для каждого измерения PCA (а); значения кумулятивной дисперсии с каждым измерением PCA (б)
Fig. 3. A Variance for each PCA measurement (a); cumulative variance values with each PCA measurement (б)

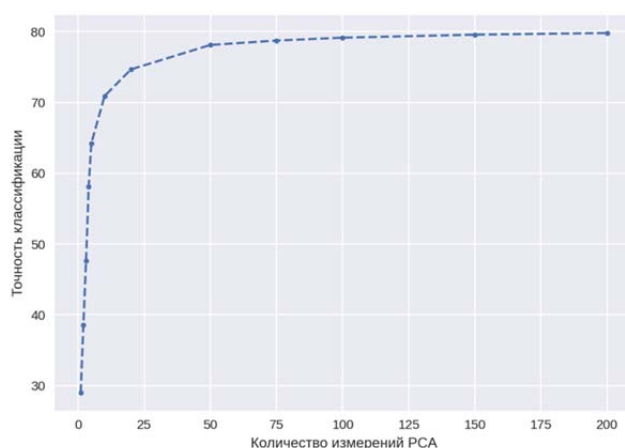


Рис. 4. Прирост точности с увеличением числа главных компонент
Fig. 4. Increment of accuracy with increasing the number of principle components

к себе подобным. К примеру, класс «Бытовая и личная электроника» расположен в левой части графика. Кластеры органических предметов (еда) находятся в центре графика.

Визуализация кластеров после уменьшения размерности векторов признаков методом главных компонент

Как было отмечено выше, PCA преобразует исходный вектор признаков изображений в новый вектор, но с меньшими размерами. Для определения баланса между полнотой описания исходных данных и желаемым количеством признаков в уменьшенном набо-

ре оценим вклад первых 200 измерений. Результаты анализа вкладов дисперсий для данного ряда измерений PCA показаны на рис. 3, а.

Исходя из анализа индивидуальных вкладов компонент (рис. 3, а) в общую дисперсию можно сделать вывод, что главные компоненты, следующие за первой сотней, почти не вносят вклада в общую дисперсию (их вклад близок к 0) и ими можно пренебречь. График накопленной объясняемой дисперсии представлен на рис. 3, б. Дополнительные 100 измерений (от 100 до 200) объясняют лишь небольшой процент от кумулятивной дисперсии. Затем график кумулятивной дисперсии

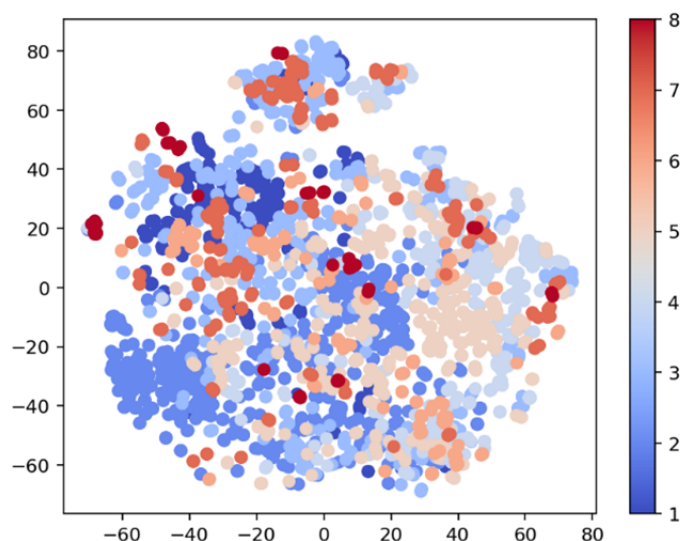


Рис. 5. Визуализация кластеров изображений с помощью алгоритма t-SNE
(после сокращения количества признаков)

Fig. 5. Visualization of image clusters using the algorithm t-SNE (after feature number reduction)

постепенно выходит на плато. Также оценим влияние количества признаков на точность PCA. Полученные результаты представлены на соответствующем графике (рис. 4).

Как видно на рис. 4, после 100 измерений дальнейшее увеличение их числа не приводит к более высокой точности. Таким образом, первые 100 главных компонент содержат большую часть информации об анализируемых векторах признаков рентгеновских изображений. Следовательно, значение равное 100 будет выбрано в качестве длины вектора признаков после применения PCA. Сокращение размера вектора признаков почти в 20 раз от исходного (2 048) позволит обеспечить значительно более высокую скорость поиска при сопоставимой точности, что будет показано в дальнейшем.

После сокращения количества признаков также была обучена модель ближайших соседей с теми же параметрами, что и у предыдущей модели. На рис. 5 показаны полученные кластеры элементов рентгеновских изображений. На данном рисунке видно, что кластеры стали более обособленными.

Также для повышения интерпретируемости кластеров добавим сами изображения

в эти кластеры и также визуализируем их с помощью алгоритма t-SNE (рис. 6).

После уменьшения длины векторов признаков видно (рис. 6), что кластеры стали немного более компактными и обособленными.

Пример поиска изображения

Рассмотрим пример поиска изображения фрагмента ключа (рис. 7, а), относящийся к классу личных вещей. Пусть в результате сегментации рентгеновского изображения получен следующий фрагмент (рис. 7, б), относительно которого необходимо решить, к какому классу он относится. При помощи модели подобию, обученной с применением сокращенного вектора признаков (100-мерный вектор), найдем ближайших соседей.

Найденные ближайшие соседи, их классы и расстояния до них представлены на рис. 8.

Согласно рис. 8 из 5 найденных соседей 4 относятся к классу личных вещей, а 1 к классу гигиенических принадлежностей. Таким образом, можно считать, что целевой объект относится к классу личных вещей. Предлагаемая модель справилась с поставленной задачей.

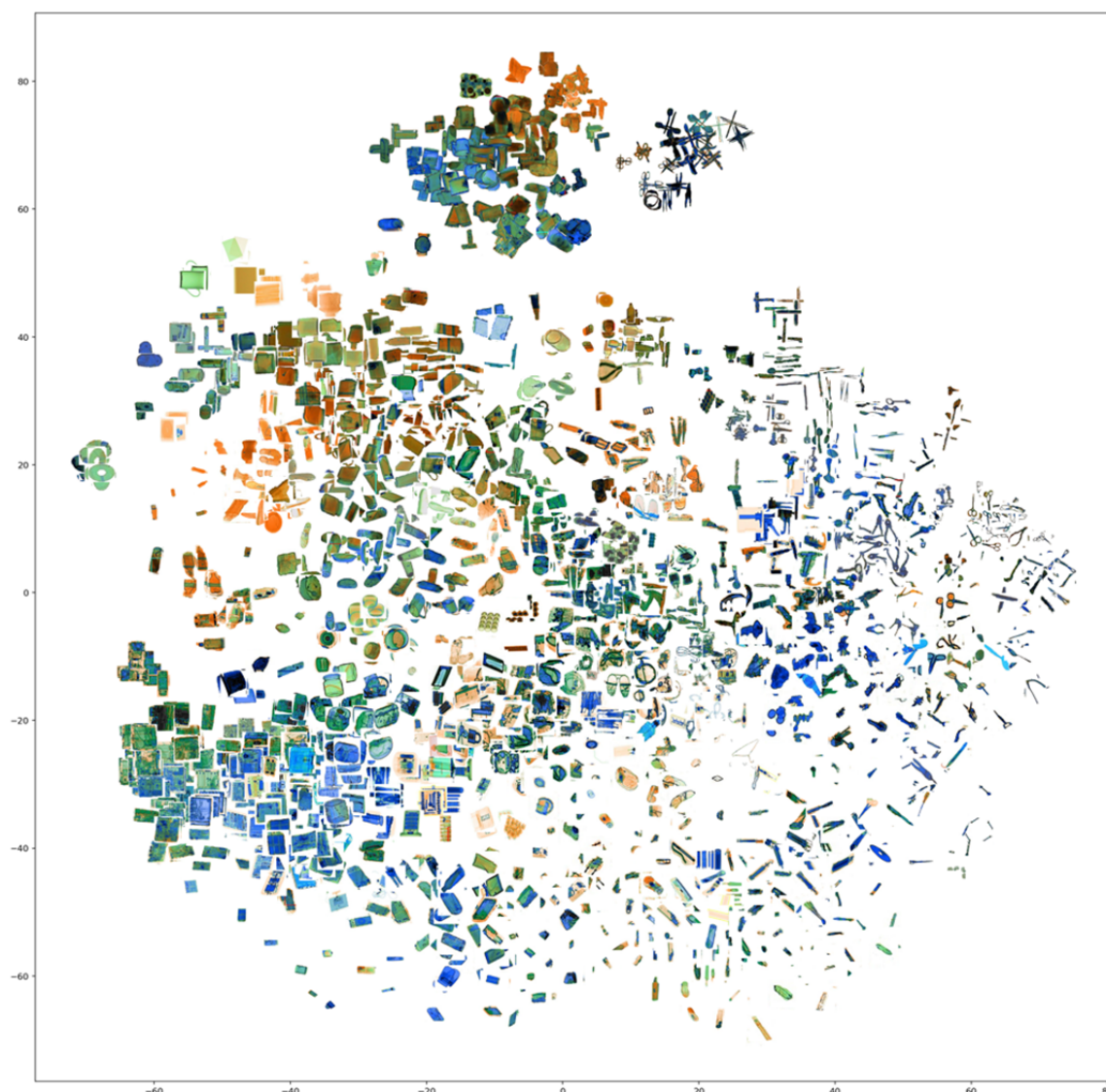


Рис. 6. Визуализация кластеров изображений с помощью алгоритма t-SNE с добавлением самих изображений (после сокращения количества признаков)

Fig. 6. Visualization of image clusters using the algorithm t-SNE with the addition of the images themselves (after feature number reduction)



Рис. 7. Исходный вид целевого изображения (а); вид сегментированного целевого изображения (б)
Fig. 7. The original view of the target image (a); the view of the segmented target image (b)

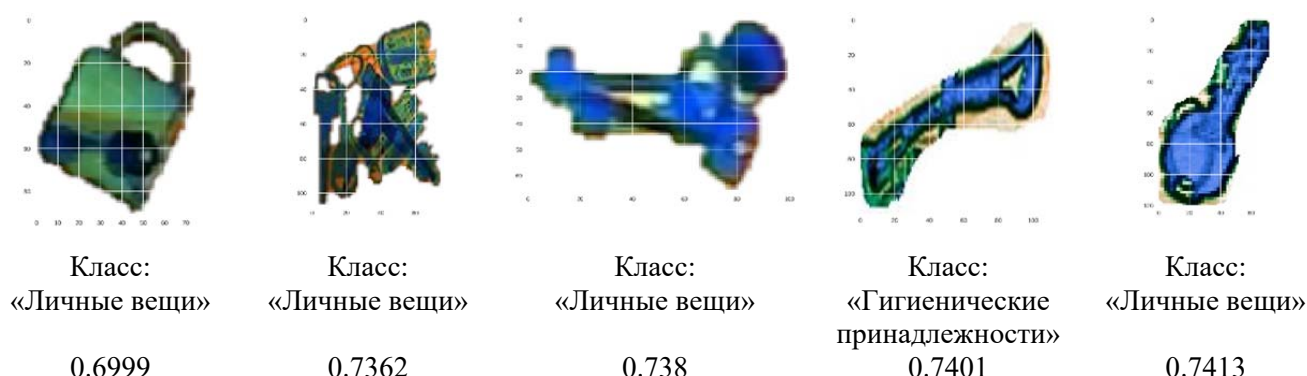


Рис. 8. Ближайшие соседи и расстояния до них
Fig. 8. Nearest neighbors and distances to them

Обсуждение полученных результатов

Оценка времени поиска и индексации изображений

В табл. 2 представлен сравнительный анализ времени индексации и поиска изображений при различных алгоритмах и количестве признаков.

Анализ табл. 3 позволяет сделать вывод, что время индексирования алгоритмов K-D tree и Ball tree значительно выше алгоритма Brute force. При этом данный алгоритм в сочетании с PCA имеет меньшее значение времени поиска 1 000 изображений. В связи с этим предлагается использовать данный алгоритм. Не исключено, что при дальнейшем увеличении обучающего набора данных эффективнее станет какой-либо из алгоритмов K-D tree или Ball tree.

Таким образом, предлагаемый подход потенциально пригоден для применения в реальных производственных условиях.

Оценка точности модели

В табл. 3 представлен сравнительный анализ точности модели.

Согласно табл. 4 видно, что при применении PCA точность несколько снижается, но

все же остается сопоставимой с моделью, использующей 2048-мерный вектор признаков изображений.

Заключение

В статье проведен анализ и представлено предложение по повышению эффективности систем распознавания рентгеновских изображений багажа и ручной клади пассажиров.

По результатам проведенного анализа отечественных и зарубежных работ выявлено, что, несмотря на достигнутые результаты по разработке алгоритмов распознавания запрещенных предметов и веществ, они не в полной мере справляются с таким фактором сложности, как наложение предметов. Для решения данной проблемы в работе предлагается подход, предполагающий дополнительный анализ тех рентгеновских изображений, на которых уверенность в распознавании объектов невысокая. В работе сформирован набор обучающих данных и представлена апробация решения задачи поиска запрещенного предмета.

Практическая значимость результатов исследования заключается в том, что применение предложенного подхода позволит повысить точность распознавания запрещенных предметов и веществ на рентгеновских изображениях багажа и ручной клади пассажиров.

Таблица 2
Table 2

Результаты анализа времени индексации и поиска изображений
Results of indexing time and image search analysis

Алгоритм	Количество признаков изображения	Время поиска 1 изображения	Время поиска 1 000 изображений	Время индексирования обучающего набора данных
Brute force	2 048	17,1 мс	295 мс	2,27 мс
K-D tree	2 048	13,8 мс	12,9 с	725 мс
Ball tree	2 048	10,7 мс	9,81 с	554 мс
PCA + Brute force	100	1,57 мс	37,3 мс	22,3 мс
PCA + K-D tree	100	1,03 мс	705 мс	44,9 мс
PCA + Ball tree	100	864 мкс	455 мс	38,3 мс

Таблица 3
Table 3

Результаты анализа точности модели
Results of model accuracy analysis

Алгоритм	Точность модели
Brute Force	80,11
PCA + Brute Force	79,26

Направления дальнейших исследований связаны с увеличением числа обучаемых данных, нахождением оптимального значения параметра k в алгоритме ближайших соседей, к примеру «методом локтя»; исследованием влияния предварительной обработки изображений на точность работы алгоритмов.

Список литературы

1. **Bozinovski S., Ante F.** The influence of pattern similarity and transfer learning upon training of a base perceptron B2 // Proceedings of Symposium Informatica. 1976. № 3. Pp. 121–126.
2. **Girshick R.** Fast R-CNN // 2015 IEEE International Conference on Computer Vision (ICCV). Santiago, Chile, 2015. Pp. 1440–1448. DOI: 10.1109/ICCV.2015.169
3. **Krizhevsky A., Sutskever I., Hinton G.E.** ImageNet classification with deep convolutional neural networks // Communications of

the ACM. 2017. Vol. 60, iss. 6. Pp. 84–90. DOI: 10.1145/3065386

4. **Girshick R.** Rich feature hierarchies for accurate object detection and semantic segmentation / R. Girshick, J. Donahue, T. Darrell, J. Malik // 2014 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, USA, Columbus, 2014. Pp. 580–587. DOI: 10.1109/CVPR.2014.81

5. **Ren S.** Faster R-CNN: Towards real-time object detection with region proposal networks / S. Ren, K. He, R. Girshick, J. Sun // Proceedings of the 28th International Conference on Neural Information Processing Systems (NIPS'15). 2015. Vol. 1. Pp. 91–99.

6. **Liu J., Leng X., Liu Y.** Deep convolutional neural network based object detector for x-ray baggage security imagery // 2019 IEEE 31st International Conference on Tools with Artificial Intelligence (ICTAI). USA, Portland, 2019. Pp. 1757–1761. DOI: 10.1109/ICTAI.2019.00262

7. **Redmon J., Farhadi A.** YOLOv3: An incremental improvement [Электронный ресурс] // Computer Vision and Pattern Recognition. 2018. DOI: 10.48550/arXiv.1804.02767 (дата обращения: 19.11.2023).

8. **Liu W., Anguelov D., Erhan D. et al.** SSD: Single shot multibox detector // Proceedings 14th European Conference: Computer Vision – ECCV 2016. The Netherlands, Amsterdam, October 11–14, 2016. Part 1. Pp. 1–17. DOI: 10.1007/978-3-319-46448-0_2

9. **He K.** Mask R-CNN / К. Хе, G. Gkioxari, P. Dollár, R. Girshick [Электронный ресурс] // Computer Vision and Pattern Recognition. 2017. DOI: 10.48550/arXiv.1703.06870 (дата обращения: 19.11.2023).

10. **Андрянов Н.А., Дементьев В.Е., Ташлинский А.Г.** Обнаружение объектов на изображении: от критериев Байеса и Неймана-Пирсона к детекторам на базе нейронных сетей EfficientDet // Компьютерная оптика. 2022. Т. 46, № 1. С. 139–159. DOI: 10.18287/2412-6179-CO-922

11. **Jaccard N.** Automated detection of smuggled high-risk security threats using deep learning / N. Jaccard, T. Rogers, E. Morton, L. Griffin [Электронный ресурс] // Computer Vision and Pattern Recognition. 2016. 7 p. DOI: 10.48550/arXiv.1609.02805 (дата обращения: 19.11.2023).

12. **Liang K.J., Sigman J.B., Spell G.P. et al.** Toward automatic threat recognition for airport x-ray baggage screening with deep convolutional object detection [Электронный ресурс] // Computer Vision and Pattern Recognition. 2019. 11 p. DOI: 10.48550/arXiv.1912.06329 (дата обращения: 19.11.2023).

13. **Kolte S., Bhowmik N., Dhiraj.** Threat Object-based anomaly detection in X-ray images using GAN-based ensembles [Электронный ресурс] // Neural Computing and Applications. 2023. Vol. 35. Pp. 23025–23040. DOI: 10.1007/s00521-022-08029-z (дата обращения: 19.11.2023).

14. **Michel S.** Increasing X-ray image interpretation competency of cargo security screeners / S. Michel, M. Mendes, J.C. de Ruiter, C.M. GerKoomen, A. Schwaninger // International Journal of Industrial Ergonomics. 2014.

Vol. 44, iss. 4. Pp. 551–560. DOI: 10.1016/j.ergon.2014.03.007

15. **Коул А., Ганджу С., Казам М.** Искусственный интеллект и компьютерное зрение. Реальные проекты на Python, Keras и TensorFlow. СПб.: Питер, 2023. 608 с.

16. **Шолле Ф.** Глубокое обучение на Python. СПб.: Питер, 2018. 400 с.

17. **Айвазян С.А.** Прикладная статистика. Классификация и снижение размерности / С.А. Айвазян, В.М. Бухштабер, И.С. Енюков, Л.Д. Мешалкин. М.: Финансы и статистика, 1989. 607 с.

18. **He K.** Deep residual learning for image recognition / К. Хе, X. Zhang, S. Ren, J. Sun // 2016 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). USA, Las Vegas, 2016. Pp. 770–778. DOI: 10.1109/CVPR.2016.90

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

References

1. **Bozinovski, S., Ante, F.** (1976). The influence of pattern similarity and transfer learning upon training of a base perceptron B2. In: *Proceedings of Symposium Informatica*, no. 3, pp. 121–126.

2. **Girshick, R.** (2015). Fast R-CNN. In: *2015 IEEE International Conference on Computer Vision (ICCV)*. Santiago, Chile, pp. 1440–1448. DOI: 10.1109/ICCV.2015.169

3. **Krizhevsky, A., Sutskever, I., Hinton, G.E.** (2017). ImageNet classification with deep convolutional neural networks. *Communications of the ACM*, vol. 60, issue 6, pp. 84–90. DOI: 10.1145/3065386

4. **Girshick, R., Donahue, J., Darrell, T., Malik, J.** (2014). Rich feature hierarchies for accurate object detection and semantic segmentation. In: *2014 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition*, Columbus, USA, pp. 580–587. DOI: 10.1109/CVPR.2014.81

5. **Ren, S., He, K., Girshick, R., Sun, J.** (2015). Faster R-CNN: Towards real-time object

detection with region proposal networks. In: *Proceedings of the 28th International Conference on Neural Information Processing Systems (NIPS'15)*, vol. 1, pp. 91–99.

6. Liu, J., Leng, X., Liu, Y. (2019). Deep convolutional neural network based object detector for x-ray baggage security imagery. In: *2019 IEEE 31st International Conference on Tools with Artificial Intelligence (ICTAI)*. USA, Portland, pp. 1757–1761. DOI: 10.1109/ICTAI.2019.00262

7. Redmon, J., Farhadi, A. (2018). YOLOv3: An incremental improvement. *Computer Vision and Pattern Recognition*. DOI: 10.48550/arXiv.1804.02767 (accessed: 19.11.2023).

8. Liu, W., Anguelov, D., Erhan, D. et al. (2016) SSD: Single shot multibox detector. In: *Proceedings 14th European Conference: Computer Vision – ECCV 2016*. The Netherlands, Amsterdam, October 11–14, part 1, pp. 1–17. DOI: 10.1007/978-3-319-46448-0_2

9. He, K., Gkioxari, G., Dollár, P., Girshick, R. (2017). Mask R-CNN. *Computer Vision and Pattern Recognition*. DOI: 10.48550/arXiv.1703.06870 (accessed: 19.11.2023).

10. Andriyanov, N.A., Dementiev, V.E., Tashlinskiy, A.G. (2022). Detection of objects in the images: from likelihood relationships towards scalable and efficient neural networks. *Computer Optics*, vol. 46, no 1, pp. 139–159. DOI: 10.18287/2412-6179-CO-922 (in Russian)

11. Jaccardm, N., Rogers, T., Morton, E., Griffin, L. (2016). Automated detection of smuggled high-risk security threats using deep learning. *Computer Vision and Pattern Recognition*, 7 p. DOI: 10.48550/arXiv.1609.02805 (accessed: 19.11.2023).

12. Liang, K.J., Sigman, J.B., Spell, G.P., (2019). Toward automatic threat recognition for

airport x-ray baggage screening with deep convolutional object detection. *Computer Vision and Pattern Recognition*, 11 p. DOI: 10.48550/arXiv.1912.06329 (accessed: 19.11.2023).

13. Kolte, S., Bhowmik, N., Dhiraj. (2023). Threat Object-based anomaly detection in X-ray images using GAN-based ensembles. *Neural Computing and Applications*, vol. 35, pp. 23025–23040. DOI: 10.1007/s00521-022-08029-z (accessed 19.11.2023).

14. Michel, S., Mendes, M., de Ruiter, J.C., GerKoomen, C.M., Schwaninger, A. (2014). Increasing X-ray image interpretation competency of cargo security screeners. *International Journal of Industrial Ergonomics*, vol. 44, issue 4, pp. 551–560. DOI: 10.1016/j.ergon.2014.03.007

15. Koul, A., Gandzhu, S., Kazam, M. (2023). Artificial intelligence and computer vision. Real projects in Python, Keras and TensorFlow. St. Petersburg: Piter, 608 p. (in Russian)

16. Sholle, F. (2018). Deep learning in Python. St. Petersburg: Piter, 400 p. (in Russian)

17. Ayvazyan, S.A., Buxshtaber, V.M., Enyukov, I.S., Meshalkin, L.D. (1989). Applied statistics. Classification and dimensionality reduction. Moscow: Finansy i statistika, 607 p. (in Russian)

18. He, K., Zhang, X., Ren, S., Sun, J. (2016). Deep residual learning for image recognition. In: *2016 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR)*. USA, Las Vegas, pp. 770–778. DOI: 10.1109/CVPR.2016.90

19. Van der Maaten, L.J.P., Hinton, G.E. (2008). Visualizing high-dimensional data using t-SNE. *Journal of Machine Learning Research*, vol. 9, pp. 2579–2605.

Сведения об авторах

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

Миронова Лидия Владимировна, соискатель кафедры обеспечения авиационной безопасности ФГБОУ ВО «Ульяновский институт гражданской авиации имени Главного маршала авиации Б.П. Бугаева», lida737@yandex.ru.

Потапова Светлана Евгеньевна, старший преподаватель кафедры обеспечения авиационной безопасности ФГБОУ ВО «Ульяновский институт гражданской авиации имени Главного маршала авиации Б.П. Бугаева», potapovase@yandex.ru.

Information about the authors

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

Lidiya V. Mironova, Applicant at the Chair of Aviation Security, Ulyanovsk Civil Aviation Institute named after Air Chief Marshal B.P. Bugaev, lida737@yandex.ru.

Svetlana E. Potapova, Senior Lecturer at the Chair of Aviation Security, Ulyanovsk Civil Aviation Institute named after Air Chief Marshal B.P. Bugaev, potapovase@yandex.ru.

Поступила в редакцию	07.12.2023	Received	07.12.2023
Одобрена после рецензирования	16.01.2024	Approved after reviewing	16.01.2024
Принята в печать	21.03.2024	Accepted for publication	21.03.2024

УДК 351.814.2
DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-2-25-42

Орнитологическое обеспечение безопасности полетов как задача принятия решений в условиях неопределенности

П.П. Хачикян¹

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

Аннотация: Проблема столкновения воздушных судов с птицами (bird strike) актуализируется с тенденциями роста числа авиационных перевозок. По данным Международной организации гражданской авиации (ИКАО), за семь лет в 105 государствах мира зарегистрирована информация о 97 751 столкновении воздушного судна с животными. Примерно в половине случаев (56 093 инцидента) сообщается о наличии повреждений воздушного судна различного характера. По некоторым оценкам, ежегодный ущерб от столкновений воздушных судов с птицами составляет около 610 млн долларов США. В статье проводится анализ влияния угрозы столкновения воздушного судна с птицами (орнитологической опасности) на безопасность полетов. Рассмотрена статистика авиационных происшествий с птицами за период 2010–2022 гг. по данным ИКАО и Росавиации. Анализируется проблематика оценки риска и обеспечения орнитологической безопасности полетов, существующие работы в данном научном направлении. Выделяются и рассматриваются основные проблемы и недостатки существующих подходов. Автором предложена новая концепция обеспечения орнитологической безопасности полетов с помощью разделения угроз на угрозы в поле частичной неопределенности и угрозы в поле глубокой неопределенности. Принятие решений в том или ином поле требует применения специфических инструментов. Для решения задачи обеспечения орнитологической безопасности полетов при угрозах в поле глубокой неопределенности предложено применение инструмента динамического адаптивного планирования (Dynamic Adaptive Planning), который позволяет разрабатывать и поддерживать работу планов с постоянным отслеживанием качества их выполнения. Приводится пример функционирования алгоритма принятия решений и назначения критических точек (триггеров) для отслеживания эффективности работы плана авиапредприятия с основной целью достижения заданных показателей орнитологической безопасности полетов. Анализ результатов работы показал, что решение задач в поле глубокой неопределенности является сложной научной задачей, однако применение новых инструментов сценарного моделирования позволит повысить качество работы авиапредприятия в направлении обеспечения орнитологической безопасности полетов, что в конечном итоге положительно скажется на снижении риска возникновения авиационных происшествий.

Ключевые слова: столкновения с птицами, чрезвычайные ситуации в авиации, безопасность полетов, орнитологическое обеспечение безопасности полетов, частичная неопределенность, глубокая неопределенность, риски.

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

Ornithological flight safety as a task of decision making in conditions of uncertainty

P.P. Hachikyan¹

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

Abstract: The problem of aircraft collision with birds (bird strike) is becoming more relevant with the growing trends of air transportation. According to the International Civil Aviation Organization (ICAO), over the seven-year period, 97751 aircraft collisions with animals in 105 countries around the world were recorded. In approximately half of the cases (56093 incidents),

damage to the aircraft of various types is reported. According to some estimates, the annual damage from aircraft bird strikes is about 610 million US dollars. The article analyzes the effect of the aircraft bird strike threat (ornithological danger) on flight safety. The statistics of the aviation incidents with birds for the period 2010–2022 according to the figures from ICAO and the Federal Air Transport Agency of Russia are considered. The problems of risk assessment and ornithological flight safety and existing research works in this scientific field are analyzed. The main problems and shortcomings of the existing approaches are emphasized and discussed. A new concept for ornithological flight safety by dividing threats into those in a field of partial uncertainty and those in a field of deep uncertainty is proposed by the author. Making decisions in a particular field requires the use of specific tools. To solve the problem of ornithological flight safety under the threats in a field of deep uncertainty, a Dynamic Adaptive Planning (DAP) tool, that allows to develop and maintain the work of the plans with constant monitoring of the quality of their implementation is proposed. An example of the functioning of a decision-making algorithm and the assignment of critical points (triggers) to monitor the effectiveness of an airline's plan with the aim of achieving specified ornithological flight safety indicators is given. An analysis of the results of the work showed that solving the problems in a field of deep uncertainty is a complex scientific task, however, the use of the new tools for scenario modeling will improve the quality of the Airline operation in providing ornithological flight safety, which will ultimately have a positive effect on reducing the risk of aviation incidents.

Key words: bird strikes, aviation emergencies, flight safety, ornithological flight safety, partial uncertainty, deep uncertainty, risks.

For citation: Hachikyan, P.P. (2024). Ornithological flight safety as a task of decision making in conditions of uncertainty. Civil Aviation High Technologies, vol. 27, no. 2, pp. 25–42. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-2-25-42

Введение

Безопасность полетов является важнейшим составляющим элементом эксплуатации воздушного транспорта. Обеспечение безопасности пассажиров и членов экипажа, лиц, находящихся на земле и в потенциальной опасности в случае аварийной ситуации, основывается на выполнении значительного числа правил и инструкций, надежности авиационных систем, а также непосредственно от качества принятия решений авиационными специалистами как в воздухе, так и на земле. Среди множества угрожающих воздушному транспорту факторов (неполадки в работе авиационных систем, ошибки диспетчерских служб, акты незаконного вмешательства и др.) выделяются и такие события, которые не могут быть с достаточной вероятностью спрогнозированы, учитывая их природный характер, – столкновения воздушного судна (ВС) с птицами.

Проблема столкновения воздушных судов с птицами (англ. термин – bird strike) актуализируется с тенденциями роста числа авиационных перевозок. По данным ИКАО (Международной организации гражданской авиации, International Civil Aviation Organization, ICAO), за семь лет в 105 государствах мира зарегистрирована информация о 97 751 столкновении воздушного судна с животными. Существует и определенная проблема категориро-

вания, при которой в некоторых официальных документах происходит учет не только птиц, но и всех животных, при этом объективно установлено, что контакты с иными животными являются единичными явлениями. Примерно в половине случаев (56 093 инцидента) сообщается о наличии повреждений воздушного судна различного характера после встречи с животными¹. По некоторым оценкам, ежегодный ущерб от столкновений воздушных судов с птицами составляет около 610 млн долларов США [1]. При этом наиболее опасными являются попадания птиц в двигатель ВС, при которых выход из строя двигателя может привести к катастрофическим последствиям. Согласно данным ИКАО, на двигатель приходится около 20 % от числа всех попаданий птиц, но только в редких случаях такие столкновения могут полностью вывести его из строя¹.

Согласно данным Федерального агентства воздушного транспорта Российской Федерации (Росавиация) за 2022 г. было зарегистрировано 941 сообщение об угрозах столкновений ВС с птицами, в том числе 85 из них рассматриваются как авиационные инциденты².

¹ ICAO electronic bulletin: 2008–2015 Wildlife strike analyses (IBIS) [Электронный ресурс] // ICAO, 2017. 30 p. URL: [https://www.icao.int/SAM/eDocuments/EB %2017.25.E %20IBIS\).pdf](https://www.icao.int/SAM/eDocuments/EB%2017.25.E%20IBIS.pdf) (дата обращения: 29.06.2023).

² Статистика столкновений с птицами и другими животными [Электронный ресурс] // ФАВТ. Росавиация.

ИКАО предлагает к ознакомлению ряд нормативных документов³ по обеспечению орнитологической безопасности на аэродромах, а также представляет публичные статистические сведения¹ в этой области. В целях систематизации данных об орнитологической угрозе во всем мире государства – члены ИКАО ведут соответствующий учет и централизованно направляют сведения обо всех случаях контактов ВС с птицами. Для реализации этой цели ИКАО определен порядок систематизации и направления данных о столкновении птиц в соответствии с требованиями о включении сведений в базу данных системы информации ИКАО о столкновениях с птицами (IBIS – ICAO Bird Strike Information System)³.

В России основные положения по орнитологическому обеспечению полетов в гражданской авиации изложены в Руководстве по орнитологическому обеспечению полетов в гражданской авиации⁴. Несмотря на то что этот документ является достаточно устаревшим, до сих пор не принят новый полностью заменяющий его нормативный акт. Так, проект Федеральных авиационных правил «Правила эксплуатации аэродромов гражданской авиации. Борьба с опасностью, создаваемой живой природой»⁵ в 2021 г. получил отрицательное заключение и был направлен на до-

работку. Минтранс России разрабатывает правила борьбы с опасностью, создаваемой животными на аэродромах, однако в настоящее время такие правила в действие все еще не вступили⁶.

В США Федеральным управлением гражданской авиации (Federal Aviation Administration – FAA) разработаны соответствующие нормативные документы⁷ в сфере обеспечения орнитологической безопасности и приводятся рекомендации для эксплуатантов⁸.

Следует также отметить и различные международные организации (World BirdStrike Association⁹, International Birdstrike Committee¹⁰ и др.), которые изучают орнитологическую безопасность полетов, публикуют соответствующие инструкции и практические советы, которые носят рекомендательный характер.

Рассматривая данные статистики за 2022 г. на примере Российской Федерации, можно выделить, что в 85 случаях инциденты оказывали влияние на безопасность полетов, но не повлекли авиационные происшествия (т.е. ситуации, которые могли повлечь гибель людей, значительный материальный ущерб и другие серьезные последствия).

ция. URL: <https://favt.gov.ru/dejatelnost-bezopasnost-poletov-stolknoveniya-ptici-stat/?ysclid=lht0gisl5z913184832> (дата обращения: 29.06.2023).

³ ICAO Doc 9137: Airport services manual. Part 3: Wildlife Control and Reduction. 4th ed. // ICAO, 2012. 56 p.

⁴ Руководство по орнитологическому обеспечению полетов в гражданской авиации (РООП ГА-89). Приказ МГА № 209 от 26.12.1988 г. [Электронный ресурс] // КонсультантПлюс, 1988. 15 с. URL: https://www.consultant.ru/law/podborki/rukovodstvo_po_ornitologicheskomu_obespecheniyu_poletov_v_grazhdanskoj_aviacii/ (дата обращения: 29.06.2023).

⁵ Проект приказа Минтранса России «Об утверждении федеральных авиационных правил по орнитологическому обеспечению полетов гражданской авиации Российской Федерации» [Электронный ресурс] // КонсультантПлюс. URL: <https://www.consultant.ru/cons/cgi/online.cgi?req=doc&base=PNPA&n=55562#0RcDJ3UshPT9wquQ1> (дата обращения: 29.06.2023).

⁶ Минтранс разрабатывает правила борьбы с опасностью, создаваемой животными на аэродромах. Российская газета [Электронный ресурс] // RG.RU. 2023. URL: <https://rg.ru/2023/03/15/mintrans-razrabotaet-pravila-borby-s-opasnostiu-sozdavaemoj-zhivotnymi-na-aerodromah.html?ysclid=lnzy38cgfh123313629> (дата обращения: 29.06.2023).

⁷ AC 150/5200-33C: Hazardous wildlife attractants on or near airports [Электронный ресурс] // FAA. 2020. URL: https://www.faa.gov/airports/resources/advisory_circulars/index.cfm/go/document.information/documentID/1037215 (дата обращения: 29.06.2023).

⁸ Bird Strike [Электронный ресурс] // SKYbrary. URL: <https://skybrary.aero/articles/bird-strike> (дата обращения: 29.06.2023).

⁹ Mission statement [Электронный ресурс] // World Birdstrike Association. URL: <https://www.worldbirdstrike.com/about/mission-statement> (дата обращения: 16.09.2023).

¹⁰ Standards For Aerodrome Bird / Wildlife Control [Электронный ресурс] // International Birdstrike Committee. Recommended Practices No. 1. 19 p. URL: <https://skybrary.aero/sites/default/files/bookshelf/4217.pdf> (дата обращения: 18.09.2023).

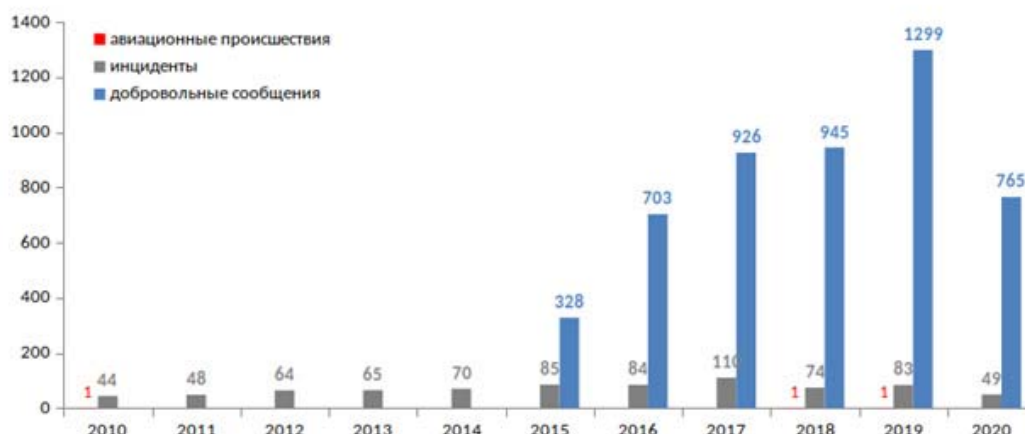


Рис. 1. Сведения о столкновениях (угрозах столкновения) воздушных судов с птицами в России за период 2010–2020 гг.

Fig. 1. Information on collisions (threats of collision) between aircraft and birds in Russia for the period 2010–2020

В 2022 г. в Российской Федерации авиационных происшествий, связанных с орнитологической опасностью, не происходило, при этом есть сведения о таких случаях за другие годы: по одному событию в 2010, 2018, 2019 гг. (рис. 1).

В России распространяется и поддерживается система добровольных сообщений по безопасности полетов (СДС БП), однако в связи с добровольным характером направления сообщений достаточно сложно говорить о полноте и достоверности таких данных. Тем не менее с 2015 г. активность подачи добровольных сообщений можно проследить по данным статистики (рис. 1).

В современной мировой истории гражданской авиации наиболее известны два случая авиационных происшествий, связанных с отказом обоих двигателей по вине столкновения ВС с птицами: аварийная посадка Airbus A320 (р. Гудзон, Нью-Йорк, США, рейс 1549 авиакомпании US Airways (N106US)) 15.01.2009¹¹ и аварийная посадка Airbus A321-211 (в 4 км от взлетно-посадочной по-

лосы (ВВП) аэропорта Жуковский, г. Москва (Россия), рейс U6 178 авиакомпании «Уральские авиалинии») 15.08.2019¹². В обоих случаях обошлось без жертв и серьезного вреда здоровью пассажиров, однако сами ВС восстановлению не подлежали.

Риск столкновения ВС с птицами находится в поле неопределенности в связи со значительным числом факторов. Масштабы воздушного пространства, зоны нахождения в нем птиц, сезонные условия, поведение птиц – все это позволяет определять лишь некоторую статистическую вероятность угрозы, при этом существующие в настоящее время средства снижения риска такой угрозы не позволяют в полной мере ее исключить. Но существует и возможность разделения такой угрозы на две составляющих: так, большинство (75 %) всех столкновений птиц с ВС происходит на высоте ниже 200 м, то есть при взлете и посадке, в непосредственной близости к ВПП, в зоне ответственности действий авиапредприятия, а 25 % – на высоте,

¹¹ Loss of thrust in both engines after encountering a flock of birds and subsequent ditching on the Hudson River US Airways Flight 1549 Airbus A320-214, N106US [Электронный ресурс] // National Transportation Safety Board, 2009. 213 p. URL: <https://www.nts.gov/investigations/accidentreports/reports/aar1003.pdf> (дата обращения: 24.09.2023).

¹² «Чудо в кукурузном поле»: как пилоты A321 совершили почти невозможное, действуя не по инструкции [Электронный ресурс] // Правила жизни. 2019. URL: <https://www.pravilamag.ru/articles/118302-chudo-v-kukuruznom-pole-kak-piloty-a321-sovershili-pochti-nevozmozhnoe-deystvuya-ne-po-instrukcii/?ysclid=lnzyqgmwna347986185> (дата обращения: 24.09.2023).

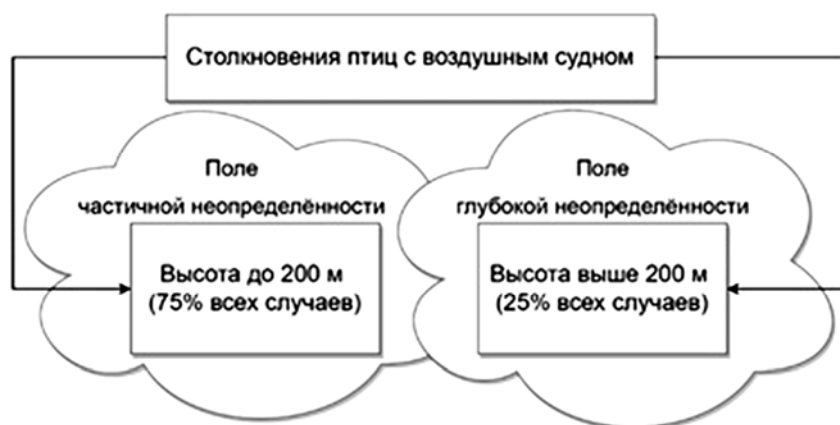


Рис. 2. Представление данных о столкновении с птицами на различной высоте в виде задачи на пересечении частичной и глубокой неопределённостей
Fig. 2. Representing bird strike data at different altitudes as a problem at the intersection of partial and deep uncertainties

где возможность отпугивать птиц или иным образом воздействовать на них отсутствует [1, 2].

Наглядно проблема представлена на рис. 2.

Птиц следует относить к естественной природной опасности, при этом конкретные данные о такой угрозе значительно различаются в зависимости от территориальных и климатических особенностей конкретной местности нахождения ВПП. Стоит также отметить и тот факт, что выход из строя двигателей ВС по вине птиц в США произошел на высоте 975 м¹¹, а в России на высоте 240 м¹², что объективно относит эти инциденты к разным полям неопределенности.

Рассматривая угрозу столкновения ВС с птицами, следует категорировать и уровень такой угрозы. При рассмотрении ситуаций, связанных со столкновениями ВС с птицами, как правило, исходят из основных понятий в порядке возрастания уровня опасности их возникновения: а) добровольное сообщение, при котором столкновение с птицами произошло и не оказало влияния на безопасность полетов (как правило, к таким сообщениям часто относят даже ситуации, при которых контакт птиц с ВС может не иметь физического подтверждения (следы касаний и незначительные повреждения на ВС), а является оценочным визуальным суждением свидетелей события); б) авиационный инцидент,

который характеризуется как событие, которое угрожало или могло угрожать безопасности полета, но не закончилось авиационным происшествием (Приложение 19 к Конвенции ИКАО¹³); в) авиационное происшествие, которое сопровождается пострадавшими, гибелью людей, значительным материальным ущербом (происшествия разделяются: на аварии – ситуации, при которых удалось избежать гибели людей, и на катастрофы, для которых характерна гибель) (Приложение 13 к Конвенции ИКАО¹⁴).

Актуальность исследования в данном направлении определена тем, что разработка новых моделей и методов в оценке риска столкновения птиц с воздушным транспортом позволит с большей вероятностью рассчитать вероятность наступления катастрофических последствий путем применения наиболее оптимальных способов и технических устройств для противодействия ожидаемой угрозе, что в результате сможет сделать авиационные перевозки еще более безопас-

¹³ ICAO Annex 19 Safety Management // ICAO, 2010. 23 p.

¹⁴ ICAO Annex 13 To the convention on international civil aviation [Электронный ресурс] // International standards and recommended practices. URL: [https://www.icao.int/Meetings/AMC/MA/Directors%20General%20of%20Civil%20Aviation%20Conference%20on%20a%20Global%20Strategy%20for%20Aviation%20Safety%20\(DGCA-06\)/Annex13attE_en.pdf](https://www.icao.int/Meetings/AMC/MA/Directors%20General%20of%20Civil%20Aviation%20Conference%20on%20a%20Global%20Strategy%20for%20Aviation%20Safety%20(DGCA-06)/Annex13attE_en.pdf) (дата обращения: 24.09.2023).

ными для пассажиров, предотвратить значительный ущерб, а в некоторых случаях избежать излишних затрат авиапредприятия на меры орнитологической безопасности, если риск возникновения таких опасных ситуаций не слишком высок.

Методы и методология исследования

Орнитологическое обеспечение безопасности полетов находится в поле научных интересов сразу нескольких дисциплин: орнитологии (авиационной орнитологии), биологии, экологии, безопасности полетов и управления воздушным движением. Каждый из специалистов своей отрасли рассматривает в работе, как наилучшим образом применить свои знания для обеспечения безопасности полетов, какие инструменты для этого использовать и как избежать инцидентов, связанных с орнитологической угрозой. Вопросам авиационной орнитологии посвящены труды специалистов как в области биологии и зоологии, так и в области безопасности полетов О.Л. Силаевой, М.В. Холодовой, Т.В. Свиридовой, С.А. Букреева, В.А. Юдкина, М.А. Грабовского, А.Н. Вараксина, А.И. Рогачева, А.М. Лебедева и др. [3, 4]. Анализом и оценкой рисков столкновения птиц с ВС занимались ученые А.Г. Гузий, Л.Н. Елисов, G. van Es, H.H. Smit, Isabel C. Metz, Joost Ellerbroek, Thorsten Mühlhausen, Dirk Kügler, Jacco M. Hoekstra и др. [2, 5–9].

Анализируя проблематику и существующие работы, можно выделить следующие основные проблемы орнитологического обеспечения безопасности в авиации.

1. Оценка орнитологической опасности исключительно на основании статистических сведений, полнота и достоверность которых вызывает сомнения (направляются не все сообщения о встречах ВС с птицами по причине халатности; в целях недопущения дискретизации неэффективности действий аэропорта и избегания дальнейших расследований события не регистрируются; по причине возможных репутационных потерь авиакомпании

(лишние сведения о нештатных ситуациях в СМИ ухудшают рейтинг авиакомпании)).

2. Отсутствие достаточных актуальных данных об орнитологической обстановке по ряду регионов и районов (в особенности это затрагивает отдаленные аэропорты, расположенные вдали от крупных населенных пунктов), а также невозможность оперативного сбора таких данных в связи с отсутствием профильных специалистов. Отсутствие при этом сведений (о конкретных птицах, их численности, маршрутах миграции и пр.) не позволяет добавить данные для улучшения качества расчета вероятности возможных угроз.

3. Отсутствие единых выработанных методик и конкретных инструкций по обеспечению орнитологической безопасности полетов (установленных ИКАО, государствами и пр.). В основных нормативных документах^{15,16}, регламентирующих действия по обеспечению орнитологической безопасности полетов, сформулированы требования по оценке интенсивности перелетов птиц, присутствуют понятия «большие скопления птиц», «массовые перелеты», «сложная орнитологическая обстановка» [5]. Ученые также отмечают, что «при этом нигде не представлено разъяснений, по какой методике следует оценивать интенсивность перелетов, нет четких количественных критериев величины скопления птиц, а сложность обстановки рекомендуется оценивать только по количеству задокументированных инцидентов с птицами» [5]. В более широком представлении данный пункт также охватывает проблему отсутствия единых указаний в области ме-

¹⁵ Авиационные правила. Часть 139 «Сертификация аэродромов». Том II «Сертификационные требования к аэродромам» [Электронный ресурс] // Министерство Транспорта РФ, 2014. 163 с. URL: <https://mintrans.gov.ru/documents/8/3973?type=> (дата обращения: 24.09.2023).

¹⁶ Приказ министра обороны РФ № 136, Минтранса РФ № 42, Росавиакосмоса № 51 от 31.03.2002 «Об утверждении Федеральных авиационных правил полетов в воздушном пространстве Российской Федерации» [Электронный ресурс] // Консультант-Плюс. URL: https://www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_37922/e1a2cebd06bab2805ead383a285e97ca82de4e42/ (дата обращения: 24.09.2023).

неджмента и управления орнитологической безопасностью на уровне руководства авиапредприятия.

Перечисленные проблемы на практике приводят к образованию следующих крайностей в области обеспечения орнитологической безопасности полетов: а) недостаточное внимание к орнитологической безопасности полетов (предполагает недостаточное финансирование этого направления и (или) халатность ведения орнитологической работы в целом), что может повысить риск столкновения ВС с птицами в непосредственной близости к аэродрому, в зоне его условной ответственности; б) избыточное внимание к орнитологической безопасности (предполагает излишнее финансирование) снижает экономическую эффективность авиапредприятия.

Анализируя вышеизложенные факты, следует сделать вывод, что организация мероприятий авиапредприятием (АП) по обеспечению орнитологической безопасности полетов должна производиться соизмеримо с угрозой, вероятность наступления которой должна оцениваться максимально достоверно.

В качестве решений для оценки риска орнитологической опасности аэропорта в настоящее время применяются различные методы оценки угрозы.

1. Метод оценки орнитологической опасности с помощью вычисления вероятности столкновения ВС с птицами [2]. В основе оценки – данные статистического характера о столкновении ВС с птицами, а также сведения о плотности птиц. Если для многих методов важен сам факт оценки риска столкновения, то данный метод примечателен тем, что рассматриваются важнейшие параметры плотности стаи и типа птиц. Плотность стаи птиц серьезно влияет на вероятность негативного воздействия на ВС, а с учетом сведений о массе каждой особи при определенных обстоятельствах столкновение может иметь значительные последствия. Формула, по которой можно рассчитать вероятность столкновения ВС с птицами (на 10 000 полетов) с учетом этих параметров имеет следующий вид:

$$C = 1,5 \cdot 10^{-6} \cdot (B \cdot M_b), \quad (1)$$

где B – число единиц птиц на 1 км^2 ; M_b – усредненная масса одной птицы, кг.

Число птиц на 1 км^2 рассчитывается исходя из особенностей конкретной местности, сезона и вида птиц. Согласно статистическим данным наибольшую долю в общей статистике столкновений птиц с ВС составляют следующие виды: голубь, чайка, ястребиные, грачи, скворцы, ласточки и жаворонки. Голуби и небольшие чайки в среднем имеют вес 200–600 г [4]. Плотность птиц может составлять от незначительных показателей 10–50 экз. на 1 км^2 в зимний период и в удаленных от лесополос, свалок и других опасных объектов аэропортах и до 2 000 экз. и более на 1 км^2 в сезон на оживленной территории аэропорта или вблизи свалок.

В качестве примера приведем расчет частоты столкновения птиц с ВС на примере усредненных данных: плотность птиц 1 000 ед. на 1 км^2 , масса птицы 500 г, что можно выразить в следующем виде:

$$C = 1,5 \cdot 10^{-6} \cdot (1000 \cdot 0,5) = 0,00075.$$

Таким образом, вероятность столкновений птиц с ВС составит 0,00075 на 10 000 полетов, что можно представить в удобном виде: $7,5 \cdot 10^{-8}$ на 1 полет ВС.

Приведенный расчет может применяться для оценки вероятности катастрофического столкновения в качестве универсальной формулы, при этом орнитологическая служба аэропорта, как правило, должна обладать актуальными сведениями о наличии птиц и их видах, численности, что позволит устанавливать более точные цифровые значения вероятности угрозы.

Следует критически отнестись к тому обстоятельству, что приведенная формула расчета вероятности столкновения ВС с птицами хоть и позиционируется как универсальная, но построена авторами исключительно на статистических данных крупных высоконагруженных международных аэропортов им. Джона Кеннеди (США, г. Нью-Йорк), Вены (Австрия, г. Вена), Схипхол (Нидерланды, г. Амстердам), при этом объективно очевидно, что взятая за основу вероятность

может значительно отличаться по сравнению с менее загруженными аэропортами.

2. Метод количественного оценивания риска, обусловленного столкновением воздушных судов с птицами, по работе А.Г. Гузия, А.П. Костина [8]. В основе оценки риска заложено то обстоятельство, что требуется оценка вероятности каждого варианта последствий тех или иных событий. В качестве событий принимаются незначительные повреждения ВС либо отсутствие повреждений при столкновении; авиационный инцидент в результате повреждения ВС при столкновении; серьезный инцидент; авария; катастрофа. Для правильного оценивания риска необходимо одновременное оценивание двух взаимосвязанных компонентов риска: вероятности (частоты) столкновения ВС с птицами и возможной тяжести последствий столкновения с птицами. В этих целях применяются корреляции между количеством событий большей тяжести и количеством событий меньшей тяжести и полученные эмпирическим путем формулы для вычисления вероятности авиационных событий каждого типа тяжести по совокупности причинных факторов с учетом значимости каждой группы причинных факторов [8]. Для этого предлагается применение формул в целях вычисления вероятности авиационных событий любой тяжести, что подробно изложено в работе [9]. Значение условной вероятности инцидента (повреждения ВС) в результате столкновения ВС с птицей ($P_{И/ст.}$) предлагается определять из ежегодной статистики столкновений с птицами страны, для которой производится расчет, используя формулу

$$\hat{P}_{\frac{И}{ст.}} = \frac{n_{И}}{n_{ст.}}, \quad (3)$$

где $P_{И/ст.}$ – условная вероятность инцидента при столкновении ВС с птицей; $n_{И}$ – количество инцидентов; $n_{ст.}$ – количество столкновений.

Для дальнейшей оценки уровня риска предполагается использовать рекомендованную ИКАО матрицу индекса риска¹⁷ формата

¹⁷ Doc 9859: Руководство по управлению безопасностью полетов (РУБП). 4-е изд. // ИКАО, 2018. 218 с.

5×5 и соотношение вероятности событий на 100 000 полетов. Далее, из получаемого по матрице риска набора значений индексов риска следует выбирать максимальное значение. Предложенный метод позволяет повысить достоверность оценки за счет перехода с классического трехуровневого ранжирования риска (приемлемый, допустимый, недопустимый) к 25-уровневому ранжированию, что по совокупности своих преимуществ позволяет более эффективно оценивать целесообразность принятия тех или иных мер в области обеспечения орнитологической безопасности полетов.

Между тем использование матрицы рисков ИКАО в целях управления риском для безопасности при всей своей наглядности и простоте требует повышенного внимания. Так, в научных трудах по безопасности полетов отмечается, что «использовать результаты оценок, сделанных с помощью матрицы ИКАО, нужно с осторожностью и проверять их при любой возможности, применяя количественные методы оценки рисков и систему показателей уровня БП» [7]. Следует также критически подходить и к вопросу расчета частот и вероятностей, так как значения вероятностей и тяжести последствий оцениваются с помощью матрицы в порядковых шкалах, в которых арифметические действия запрещены.

Решение задачи принятия решений в области обеспечения орнитологической безопасности полетов осложнено обстоятельством отсутствия точных данных для возможности расчета вероятностей тех или иных событий. Решение представляется лишь в виде минимизации риска, но судить о возможности его полного исключения невозможно. Недостаточные сведения о возможности появления птиц в конкретный промежуток времени, значительное число второстепенных факторов (влияние человека на поведение птиц, наличие условий для появления птиц вблизи ВПП), а самое важное – непрогнозируемое расположение птиц в воздушном пространстве и их поведение, что обусловлено их живой природой. Перечисленные факторы позволяют применять лишь некоторые моде-

ли расчета вероятностей в отношении примерно известных событий, однако в других случаях расчет таких вероятностей не может показывать удовлетворительную достоверность. Такие обстоятельства относят обеспечение орнитологической безопасности полетов к задачам, принятие решений в которых находится в поле глубокой неопределенности. Глубокая (полная) неопределенность подразумевает маловероятные риски с недооцененными серьезными, а порой и катастрофическими последствиями. Подобные события характеризуются тем, что значения ожидаемого результата не могут быть описаны в рамках вероятностных моделей (в отличие от частичной неопределенности), а в случае попытки их описания могут иметь слишком серьезные погрешности, что делает такие расчеты непригодными для практического применения. Принятие решений в подобных задачах должно основываться на сценарном подходе, когда важно предусмотреть все возможные сценарии развития событий и заблаговременно предусмотреть план действий при их наступлении. В основе сценарного планирования заложены заблаговременное выявление угроз и разработка сценариев действий в ответ на такие угрозы. Рассматривая проблему, следует сразу оговориться, что само определение «угроза» в рамках сценарного планирования может немного отличаться от общепринятого в авиационной безопасности (АБ). Если в авиации угроза является конкретным состоянием, объектом или деятельностью, которые могут быть причиной негативного события, связанного со снижением уровня АБ, то в общем понятии сценарного подхода к «угрозе» можно отнести весь спектр угрожающих факторов (и косвенных), в том числе с чрезвычайно низкой вероятностью их возникновения, что и позволяет относить их к глубокой неопределенности.

Представим проблему обеспечения орнитологической безопасности полетов как задачу с угрозами в полях частичной и глубокой неопределенностей (рис. 3).

Исходя из построенной концепции можно отметить, что ряд вполне конкретных задач в поле частичной неопределенности может

решаться классическими инструментами: математическим аппаратом, существующими вероятностными моделями, среди которых достаточно известные – критерий Вальда, максимакса, пессимизма, Сэвиджа, Гурвица, инструменты теории ожидаемой полезности Дж. фон Неймана и О. Morgenштерна, теория перспектив Канемана и Тверски и др. [10–12].

Решение задач в поле глубокой неопределенности требует применения специальных инструментов, наиболее известными из которых являются Robust Decision Making (RDM), Multi-Objective Robust Decision Making (MORDM), Dynamic Adaptive Policy Pathways (DAPP), Info-gap (IG) decision theory, Engineering Options Analysis (EOA), Decision Scaling (DS), Adaptation Tipping Point (ATP), Many-Objective Robust Optimization (MORO) [13–17].

Для принятия решений в условиях глубокой неопределенности и оценки эффективности таких решений также успешно применяется сетевой анализ (network analysis) и обобщенный анализ данных (Data Envelopment Analysis – DEA), что показано в работах по принятию решений для обеспечения продовольственной безопасности, борьбы с природными угрозами и при снижении неблагоприятных последствий ликвидации разливов нефти [18–20].

Рассматривая существующие способы принятия решений в условиях глубокой неопределенности, следует обратить внимание на сценарный инструмент, который помогает создавать адаптивные планы – динамическое адаптивное планирование (ДАП, Dynamic Adaptive Planning – DAP) [13]. В основе планирования в рамках ДАП используется типовая схема, которая может быть дополнена и усовершенствована разработчиком плана для наибольшего соответствия решению отраслевых задач и (или) в целях развития применения различных вспомогательных инструментов на каждом из этапов [13]. ДАП успешно применялось для решения ряда стратегических задач при принятии решений в следующих обстоятельствах: управлении рисками при наводнениях в Нидерландах в связи с изменением климата, при планировании внедрения инновационного городского транспорта, при оценке загруженности дорог,

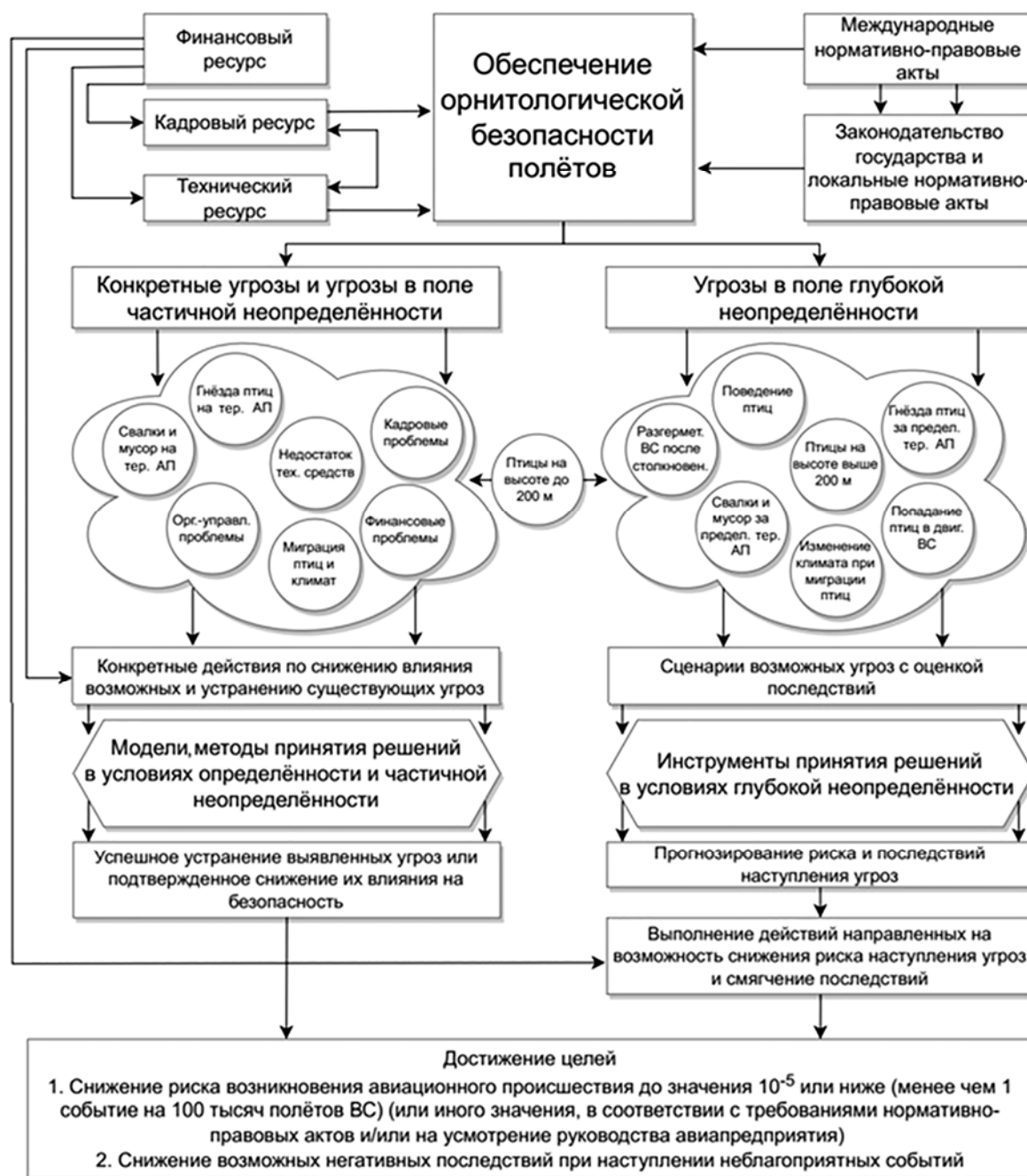


Рис. 3. Концептуальная авторская схема исследования проблемы обеспечения орнитологической безопасности полётов как задачи в поле частичной и глубокой неопределённости

Fig. 3. The author's conceptual scheme for studying the problem of ornithological flight safety as a task in a field of partial and deep uncertainty

в интеллектуальных системах адаптации скорости, при планировании использования транспорта на магнитной подушке [14–17]. Концепция ДАП и ее применение для принятия решений в условиях глубокой неопределенности также входит в программу курса «Специальные главы теории принятия решений», изучаемого

студентами Национального исследовательского университета «Высшая школа экономики»¹⁸.

¹⁸ Специальные главы теории принятия решений [Электронный ресурс] // Международный центр анализа и выбора решений (МЦАВР) НИУ ВШЭ. URL: <https://www.hse.ru/ba/bi/courses/646476187.html?ysclid=lguid58of586653943> (дата обращения: 24.09.2023).

Характерной особенностью ДАП является наличие полноценной системы мониторинга состояния плана, которая позволяет постоянно отслеживать состояние исполнения плана с помощью триггеров – критических точек. Критические точки назначаются в процессе составления плана (до начала его реализации) и позволяют отслеживать ситуацию с исполнением плана по наиболее важным ориентирам, которые опираются на соответствующие уязвимости и возможности. Триггеры могут сигнализировать как об отрицательных тенденциях исполнения плана, так и о положительных, при этом значительная часть успеха их функционирования зависит от того, насколько адекватно потребностям плана были выбраны диапазоны и значения таких критических точек. На каждую критическую точку следует заблаговременно разработать соответствующие действия (сценарии), выполнение которых позволит плану продолжать дальнейшее надежное функционирование. В отличие от статичных планов, ДАП работает динамично и адаптируется по мере исполнения к новым условиям и тенденциям, в том числе за счет качественной системы мониторинга.

Результаты исследования

Процесс планирования представляет собой достаточно подробное описание всех процессов. В рамках ограниченного объема статьи рассмотрим основные характерные для сценарного подхода особенности обеспечения орнитологической безопасности полетов и представим их в виде схемы (рис. 4). Далее по тексту подробно рассмотрим каждый из этапов и соответствующие действия.

Рассмотрим в качестве примера условный аэропорт X в городе Y и сценарный подход для решения задачи обеспечения орнитологической безопасности полетов, который может быть масштабирован на любой существующий аэродром и реальные числовые значения показателей.

ДАП. Этап 1. Подготовительный этап

Цель: обеспечение орнитологической безопасности (аэропорта X в городе Y).

Ограничения: 1. Организационно-управленческие. 2. Погодно-климатические и территориальные. 3. Финансово-экономические (бюджет). **Показатели успеха:** 1. Количество добровольных сообщений, связанных с птицами на высоте до 200 м, не превышает значение R. 2. Количество авиационных инцидентов ВС с птицами на высоте до 200 м не превышает значение E. 3. Количество авиационных происшествий ВС с птицами на высоте до 200 м не превышает значение U. 4. Количество жалоб жителей ближайших районов на меры и действия, применяемые АП для снижения численности птиц, не превышает значение M. Задание конкретных цифровых значений обусловлено системой мониторинга ДАП, при функционировании которой требуется задавать критические точки (триггеры) для принятия соответствующих действий в рамках функционирования плана.

Дополнительные параметры: наличие разногласий с защитниками животных относительно методов отпугивания птиц и возможного нанесения урона природе (необходимость обеспечения орнитологической безопасности полетов без вреда экосистеме).

ДАП. Этап 2. Составление первоначального плана

Необходимые условия для успеха плана: 1. Наличие орнитологической службы в авиапредприятии (наличие достаточного числа квалифицированных специалистов). 2. Наличие техники и специальных средств для обеспечения орнитологической безопасности полетов. 3. Наличие необходимого и достаточного финансирования. 4. Отсутствие свалок, гнезд и других мест массового скопления птиц вблизи аэродрома. 5. Организованное взаимодействие с администрацией района и эколого-природными службами для совместного контроля за орнитологической обстановкой ближайших территорий.

Внешние ограничительные меры: Отсутствие достаточного выбора специальных технических устройств для борьбы с птицами из-за санкционных ограничений (в том числе запасных частей для ремонта, эксплуатации и обслуживания существующих систем).

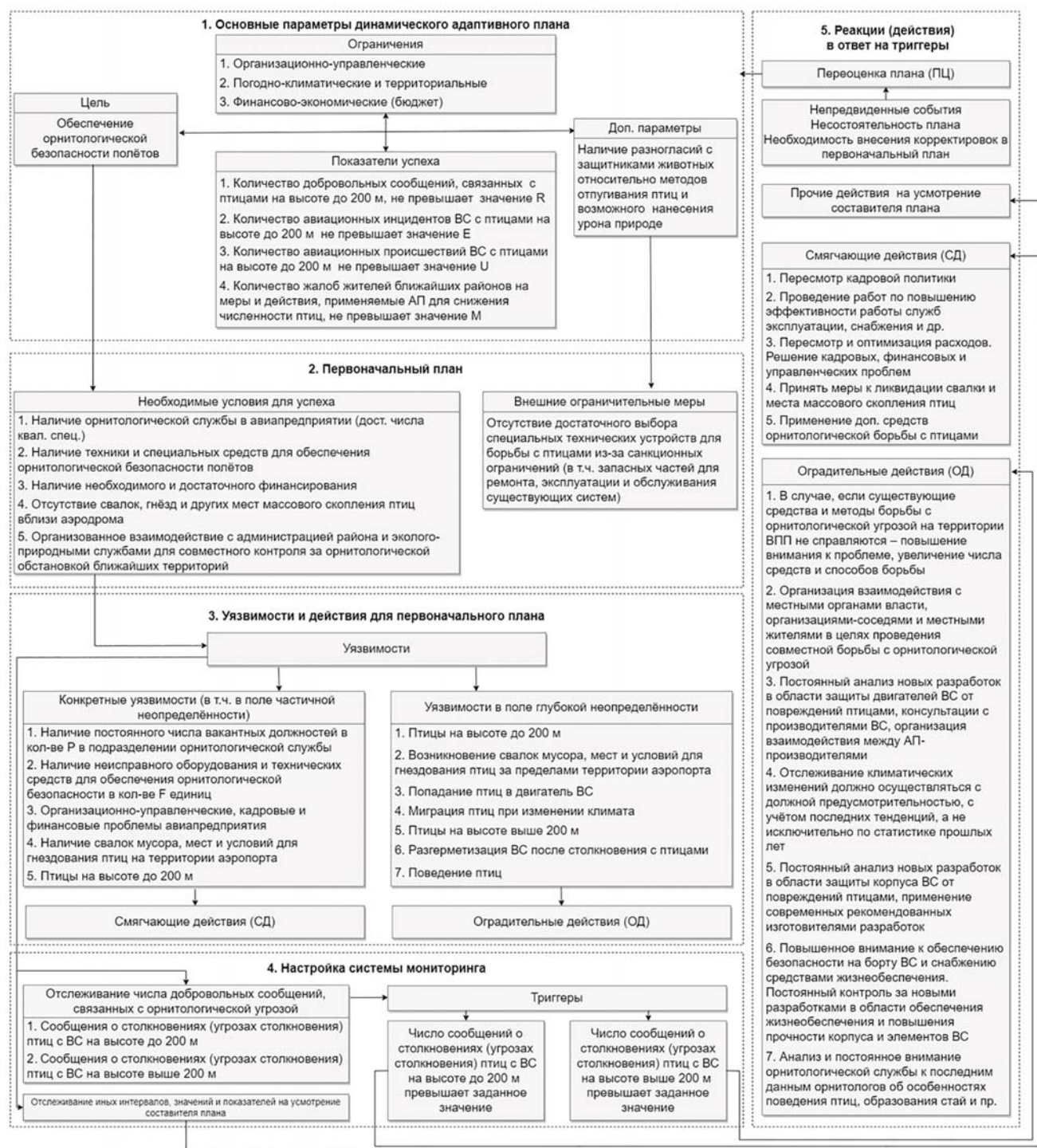


Рис. 4. Схема динамического адаптивного планирования деятельности по обеспечению орнитологической безопасности полётов. Этапы ДАП

Fig. 4. Scheme of Dynamic Adaptive Planning of activities in providing ornithological flight safety. DAP stages

ДАП. Этап 3. Повышение надежности первоначального плана

Конкретные уязвимости и предпринимаемые действия (в том числе уязвимости в поле частичной неопределённости):

1. Наличие постоянного числа вакантных должностей в количестве P в подразделении орнитологической службы. → Смягчающие действия (СД). → Пересмотр кадровой политики. Увеличение эффективности рабо-

ты кадровых органов и служб в целях обеспечения полного укомплектования штата соответствующими специалистами, при необходимости разрешение спорных вопросов, связанных с условиями труда, заработной платой. 2. Наличие неисправного оборудования и технических средств для обеспечения орнитологической безопасности в количестве F единиц. → СД. → Проведение работ по повышению эффективности работы служб эксплуатации, хозяйственного обеспечения в целях проведения оперативного ремонта и снабжения недостающими запчастями. 3. Организационно-управленческие, кадровые и финансовые проблемы авиапредприятия. → СД. → Пересмотр и оптимизация расходов. Решение кадровых, финансовых и управленческих проблем. Изменение политики обслуживания, стоимости услуг и пр. 4. Наличие свалок мусора, мест и условий для гнездования птиц на территории аэропорта. → СД. → Принять меры к ликвидации свалки и места массового скопления птиц. Демонтаж построек и мест возможного гнездования птиц, регулярный контроль за отсутствием гнезд и мест массового скопления. 5. Птицы на высоте до 200 м. → СД. → Применение средств орнитологической борьбы с птицами (технических, визуальных, отпугивающих и пр.).

Уязвимости в поле глубокой неопределенности и предпринимаемые действия.

1. Птицы на высоте до 200 м. → Оградительные действия (ОД). → В случае если существующие средства и методы борьбы с орнитологической угрозой на территории ВПП не справляются – повышение внимания к проблеме, увеличение числа средств и способов борьбы. 2. Возникновение свалок мусора, мест и условий для гнездования птиц за пределами территории аэропорта. → ОД. → Организация взаимодействия с местными органами власти, организациями-соседями и местными жителями в целях проведения совместной борьбы с орнитологической угрозой. 3. Попадание птиц в двигатель ВС. → ОД. → Постоянный анализ новых разработок в области защиты двигателей ВС от повреждений птицами, консультации с производителями

ВС, организация взаимодействия между АП-производителями. 4. Миграция птиц при изменении климата. → ОД. → Отслеживание климатических изменений должно осуществляться с должной предусмотрительностью, с учетом последних тенденций, а не исключительно по статистике прошлых лет. Учет изменений климата при организации орнитологической работы. 5. Птицы на высоте выше 200 м. → ОД. → Постоянный анализ новых разработок в области защиты корпуса ВС от повреждений птицами, применение современных рекомендованных изготовителями разработок. 6. Разгерметизация ВС после столкновения с птицами. → ОД. → Повышенное внимание к обеспечению безопасности на борту ВС и снабжению средствами жизнеобеспечения. Постоянный контроль за новыми разработками в области обеспечения жизнеобеспечения и повышения прочности корпуса и элементов ВС. 7. Поведение птиц. → ОД. → Анализ и постоянное внимание орнитологической службы к последним данным орнитологов об особенностях поведения птиц, образования стай и пр.

ДАП. Этап 4. Настройка системы мониторинга

В качестве системы мониторинга можно предложить вариант отслеживания числа добровольных сообщений, при этом в связи с тем, что значительную часть сообщений составляют сведения от экипажа ВС, который располагает данными о высоте полета (и может ее фиксировать), такие сообщения можно будет разделить для учета: а) на сообщения о столкновениях (угрозах столкновения) птиц с ВС на высоте до 200 м; б) сообщения о столкновениях (угрозах столкновения) птиц с ВС на высоте выше 200 м. В таком случае становится возможным оценивать и эффективность предпринимаемых сценарных мер исходя не просто из существующих статистических показателей, а используя конкретные значения для определенного аэропорта по числу сообщений.

Как это показано на рис. 4, на 4-м этапе ДАП выделяют ряд триггеров, к которым должны быть привязаны определенные действия. Повышение числовых значений доб-

ровольных сообщений в случае с (а) будет являться триггером – основанием для увеличения затрат на связанные с этим мероприятия по борьбе с птицами, как это показано на схеме. Наиболее результативным будет установить конкретные значения для триггеров и предпринимаемых действий (с помощью отслеживания значений переменных, приведенных в показателях успеха выше), что позволит динамично отслеживать ситуацию и предпринимать меры соизмеримо с увеличением угрозы. Следует задать триггеры и для других возможных событий, которые могут иметь значение для успеха плана. Оперативное отслеживание изменений и конкретных реакций в ответ на выход показателей из заданных интервалов позволит предупредить возможность излишних затрат на мероприятия по обеспечению орнитологической безопасности.

Этап 5 ДАП предполагает ряд действий и мер в ответ на триггеры, это могут быть конкретные действия, связанные с кадровым обеспечением, применением новых или иных видов орнитологической борьбы, технических устройств и др. Следует отметить и пункт действий «Переоценка плана (ПП)», который применяется в случае, если результаты по работе плана не достигают необходимой эффективности, что свидетельствует о необходимости переработки плана. В случае же нормальной работы плана в циклическом режиме действуют 3–5-й этапы, а благодаря 4-му и 5-му этапам происходит постоянная адаптация плана, что обеспечивает его динамичность.

В случае с ситуацией (б) мы не можем говорить о возможности предотвращения неблагоприятных последствий, однако в некоторых случаях такие сведения можно использовать для избегания опасных маршрутов движения ВС в случаях наличия сведений и достаточно достоверных прогнозов о массовой миграции птиц. Подобный сценарий также возможно включить в одну из угроз-триггеров и предусмотреть для этого определенные действия.

Приведенный пример является теоретической основой и имеет основную цель показать сценарный механизм динамического

адаптивного планирования в области принятия решений при обеспечении орнитологической безопасности полетов для проведения дальнейших детальных исследований в данном направлении.

Обсуждение полученных результатов

Применение рискориентированных подходов является хорошим инструментом приблизительной оценки возможных ситуаций с птицами. Между тем в некоторых случаях оценка таких рисков может иметь слишком формальный характер и проводится исключительно в целях соответствия различным нормативным и установленным законом требованиям государств к авиаперевозчикам в части обеспечения необходимых мер безопасности полетов. Соответствие формальным требованиям не всегда является практическим показателем надежности таких мер. Достаточно часто нормативно установленные требования являются тем самым необходимым минимумом, который может финансово позволить любое авиапредприятие, однако есть и такие компании, которые готовы инвестировать в безопасность гораздо большие средства, что порой оказывается излишним. Для более рационального распределения затрат авиаперевозчиков на обеспечение безопасности полетов (чтобы, как мы уже выше сказали, не допустить одну из двух ситуаций – переизбыток финансирования или недостаточное финансирование на безопасность) также целесообразно применять комбинированные стратегии оценки рисков и принятия мер для обеспечения безопасности полетов, а также инструменты сценарного анализа.

Часть проблемных вопросов орнитологической угрозы не может быть спрогнозирована или устранена, как и не могут быть оценены возможные последствия с приемлемым результатом. Именно в этом и состоит сложность решения задач в поле глубокой неопределенности. Независимо от наших прогнозов и сложности проведенных теоретических расчетов, существует вероятность попадания

стаи птиц на достаточно большой высоте в двигатели воздушного судна, что может привести к катастрофическим последствиям. Отсутствует в настоящее время и техническая возможность спасти и эвакуировать лиц, находящихся на борту ВС гражданской авиации, в случае авиационного происшествия в воздухе, что сразу переводит такие события в разряд авиационных происшествий, приведших к гибели или пропаже без вести кого-либо из пассажиров или членов экипажа (катастрофа). Особую сложность подобной ситуации придает и тот факт, что место и время таких катастроф не могут быть с достаточной вероятностью спрогнозированы, вследствие чего падение воздушного судна может произойти как в открытое море и не повлечь дополнительных жертв, так и на оживленный центр густонаселенного района, при этом число жертв и пострадавших может многократно возрасти.

Как это прослеживается в отчетах (рис. 1), анализ статистических данных не позволяет устанавливать корреляционную зависимость данных по добровольным сообщениям, инцидентам и авиационным происшествиям. Однако в общих показателях прослеживается, что большее число визуальных контактов (добровольных сообщений) ВС с птицами в результате может закончиться катастрофическими последствиями. При использовании этих данных, а также внешнего наблюдения – сведения о перелетах птиц, сезонность, погодные условия – существует возможность выделять более или менее опасные зоны и места движения птиц в воздушном пространстве, однако сам размер и неопределенность воздушного пространства, равно как и поведенческие аспекты птиц, не могут быть с достаточной достоверностью спрогнозированы для того, чтобы с достаточной и необходимой вероятностью исключить контакт птиц с ВС.

Заключение

Несмотря на приведенные в статье особенности и некоторые практически неразрешимые задачи в поле глубокой неопределен-

ности обеспечения орнитологической безопасности полетов, существует ряд ситуаций, когда снизить риск наступления неблагоприятных последствий вполне возможно. Для реализации таких возможностей требуется разделение возможных угроз на угрозы в поле частичной неопределенности и угрозы в поле глубокой неопределенности. Угрозы в каждом из случаев имеют особенности, которые требуют применения специфических инструментов. Если для вполне конкретных угроз и угроз в поле частичной неопределенности может использоваться математический аппарат, известные вероятностные модели и рискориентированные критерии, то угрозы в поле глубокой неопределенности требуют применения сценарного подхода. Обеспечение орнитологической безопасности полетов может быть реализовано с применением основ динамического адаптивного планирования, для чего требуется составление соответствующего плана, который должен включать в себя возможные угрозы и задавать допустимые для них интервалы параметров, которые характеризуют состояние системы. Заблаговременная разработка сценариев действий, выполняемых в ответ на повышение (или понижение) тех или иных показателей, постоянное отслеживание показателей позволят оперативно применять необходимые меры и контролировать орнитологическую безопасность полетов, что при качественной организации процессов даст возможность снизить вероятность встреч ВС с птицами. Концепция сценарного подхода для обеспечения орнитологической безопасности полетов и пример динамического адаптивного плана, представленные в статье, демонстрируют новый взгляд на проблему как на многокритериальную задачу в условиях частичной и глубокой неопределенности, что открывает новый научный задел для проведения дальнейших исследований в данном направлении.

Дальнейшие шаги в области использования сценарного подхода для обеспечения орнитологической безопасности полетов предполагается направить на разработку специализированного программного обеспечения для ЭВМ, позволяющего в режиме реального

времени отслеживать изменение параметров системы обеспечения орнитологической безопасности авиапредприятия и сигнализировать о необходимости применения конкретных мер реагирования в случае, если параметры системы выходят за допустимые интервалы. Повышение внимания к использованию инструментов сценарного анализа и планирования, позволяющих разрабатывать динамические адаптивные планы, направленные на обеспечение орнитологической безопасности полетов, позволит в дальнейшем повысить качество возможных прогнозов о встречах ВС с птицами, что может в конечном счете сделать авиационный транспорт еще более безопасным.

Благодарности

Работа поддержана проектом «Исследование моделей и методов принятия решений в условиях глубокой неопределенности: предупреждение природных угроз и логистических проблем», выполненного в рамках Программы фундаментальных исследований НИУ ВШЭ в 2023 году.

Список литературы

1. Meer Ahmad A.M. Bird-strike aircraft accidents and their prevention [Электронный ресурс] // Asian Journal of Science and Technology. 2019. Vol. 10, iss. 01. Pp. 9251–9257. URL: <https://www.journalajst.com/bird-strike-aircraft-accidents-and-their-prevention> (дата обращения: 29.06.2023).
2. van Es G.W.H., Smit H.H. A Method for predicting fatal bird strike rates at airports // NLR-CR-99322, 1999. 30 p.
3. Ильичев В.Д., Силаева О.Л., Золотарев С.С. и др. Защита самолетов и других объектов от птиц. М.: Товарищество научных изданий КМК, 2007. 320 с.
4. Якоби В.Э. Биологические основы предотвращения столкновений самолетов с птицами. М.: Наука, 1974. 166 с.
5. Юдкин В.А., Грабовский М.А. Количественный метод оценки орнитологической обстановки на аэродроме // Научный Вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21, № 4. С. 48–59. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-4-48-59
6. Елисов Л.Н. Системный подход и человеческий фактор в орнитологической безопасности аэропорта / Л.Н. Елисов, Н.И. Овченко, В.Л. Филиппов, Е.А. Коняев, А.А. Лаптев // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2019. № 29. С. 99–106.
7. Шаров В.Д., Воробьев В.В. Ограничения по использованию матрицы ИКАО при оценке рисков для безопасности полетов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2016. № 225 (3). С. 179–187.
8. Гузий А.Г., Костина А.П. Методологический подход к количественному оцениванию риска, обусловленного столкновением воздушных судов с птицами // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 5. С. 12–24. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-12-24
9. Гузий А.Г. Методология количественного оценивания риска для безопасности полетов в самолетном сегменте коммерческой авиации / А.Г. Гузий, А.Г. Капустин, А.М. Лушкин, А.В. Фокин // Научный Вестник МГТУ ГА. 2019. Т. 22, № 4. С. 33–42. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-4-33-42
10. Аткинсон Э.А. Управленческий учет / А.А. Аткинсон, Р.Д. Банкер, Р.С. Каплан, С.М. Юнг. 3-е изд. СПб.: Вильямс, 2019. 880 с.
11. Виханский О.С. Стратегическое планирование: учебник для вузов. М.: Гардарики, 1995. 296 с.
12. Kahneman D., Tversky A. Prospect theory: An analysis of decision under risk // Econometrica. 1979. Vol. 47, no. 2. Pp. 263–292. DOI: 10.2307/1914185
13. Marchau V.A.W.J. Decision making under deep uncertainty: From theory to practice / V.A.W.J. Marchau, W.E. Walker, P.J.T.M. Bloemen, S.W. Popper. Publisher: Springer Cham, 2019. 405 p. DOI: 10.1007/978-3-030-05252-2
14. Rahman S.A., Walker W.E., Marchau V.A.W.J. Coping with uncertainties about climate change in infrastructure planning: An adaptive policymaking approach. Final report. Netherlands: Ecorys, 2008. 57 p.
15. Agusdinata D.B., Marchau V.A.W.J., Walker W.E. Adaptive policy approach to im-

plementing intelligent speed adaptation // IET Intelligent Transport Systems. 2007. Vol. 1, iss. 3. Pp. 186–198. DOI: 10.1049/iet-its:20060037

16. Marchau V.A.W.J., Walker W.E., van Duin R. An adaptive roach to implementing innovative urban transport solutions // Transport Policy. 2008. Vol. 15, iss. 6. Pp. 405–412. DOI: 10.1016/j.tranpol.2008.12.002

17. Marchau V.A.W.J., Walker W.E., van Wee G.P. Dynamic adaptive transport policies for handling deep uncertainty // Technological Forecasting and Social Change. 2010. Vol. 77, iss. 6. Pp. 940–950. DOI: 10.1016/j.techfore.2010.04.006

18. Aleskerov F., Sergeeva Z., Shvydun S. Assessment of exporting economies influence on the global food network // Optimization methods and applications / Под ред. S. Butenko, P.M. Pardalos, V. Shylo. Publisher: Springer, 2017. Pp. 1–10. DOI: 10.1007/978-3-319-68640-0_1

19. Aleskerov F., Demin S. DEA for the assessment of regions' ability to cope with disasters // Dynamics of disasters, springer optimization and its applications / Под ред. I.S. Kotsireas, A. Nagurney, P.M. Pardalos, A. Tsokas. Publisher: Springer Cham, 2021. Vol. 169. Pp. 31–37. DOI: 10.1007/978-3-030-64973-9_2

20. Aleskerov F., Demin S. Modelling possible oil spills in the barents sea and their consequences // Springer optimization and its applications / Под ред. I. Kotsireas, A. Nagurney, P. Pardalos. Publisher: Springer Cham, 2018. Vol. 140. Pp. 47–56. DOI: 10.1007/978-3-319-97442-2_2

References

1. Meer Ahmad, A.M. (2019). Bird-strike aircraft accidents and their prevention. *Asian Journal of Science and Technology*, vol. 10, issue 01, pp. 9251–9257. Available at: <https://www.journalajst.com/bird-strike-aircraft-accidents-and-their-prevention> (accessed: 29.06.2023).

2. van Es, G.W.H., Smit, H.H. (1999). A Method for predicting fatal bird strike rates at airports. *NLR-CR-99322*, 30 p.

3. Ilyichev, V.D., Silaeva, O.L., Zolotarev, S.S. et al. (2007). Protecting aircraft and

other objects from bird strikes. Moscow: Tovari-shchestvo nauchnykh izdaniy KMK, 320 p. (in Russian)

4. Yakobi, V.E. (1974). Biological basis for preventing aircraft-bird strikes. Moscow: Nauka, 166 p. (in Russian)

5. Yudkin, V.A., Grabovski, M.A. (2018). Quantitative method of estimate of aerodrome birds hazard risk. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 21, no. 4, pp. 48–59. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-4-48-59 (in Russian)

6. Elisov, L.N., Ovchenkov, N.I., Filippov, V.L., Konyaev, E.A., Laptev, A.A. (2019). System approach and human factor in ornithological airport security. *Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation (GosNII GA)*, no. 29, pp. 99–106. (in Russian)

7. Sharov, V.D., Vorobyev, V.V. (2016). Limitations on ICAO risk matrix application in safety risk assessment. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*, no. 225 (3), pp. 179–187. (in Russian)

8. Guziy, A.G., Kostina, A.P. (2022). Methodological approach to the quantitative assessment of risk caused by a collision between birds and aircraft. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 25, no. 5, pp. 12–24. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-12-24 (in Russian)

9. Guziy, A.G., Kapustin, A.G., Lushkin, A.M., Fokin, A.V. (2019). Quantitative risk estimation methodology for flight safety in airline segment of commercial aviation. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 22, no. 4, pp. 33–42. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-4-33-42 (in Russian)

10. Atkinson, A.A., Banker, R.D., Kaplan, R.S., Young, S.M. (2001). Management accounting. 3rd ed. Upper Saddle River: NJ: Prentice Hall, 624 p.

11. Vikhanskiy, O.S. (1995). Strategic planning: Textbook for Universities. Moscow: Gardarika, 296 p. (in Russian)

12. Kahneman, D., Tversky, A. (1979). Prospect theory: An analysis of decision under risk. *Econometrica*, vol. 47, no. 2, pp. 263–292. DOI: 10.2307/1914185

13. Marchau, V.A.W.J., Walker, W.E., Bloemen, P.J.T.M., Popper, S.W. (2019). Decision making under deep uncertainty: From theory to practice. Publisher: Springer Cham, 405 p. DOI: 10.1007/978-3-030-05252-2

14. Rahman, S.A., Walker, W.E., Marchau, V.A.W.J. (2008). Coping with uncertainties about climate change in infrastructure planning: An adaptive policymaking approach. *Final report*. Netherlands: Ecorys, 57 p.

15. Agusdinata, D.B., Marchau, V.A.W.J., Walker, W.E. (2007). Adaptive policy approach to implementing intelligent speed adaptation. *IET Intelligent Transport Systems*, vol. 1, issue 3, pp. 186–198. DOI: 10.1049/iet-its:20060037

16. Marchau, V.A.W.J., Walker, W.E., van Duin, R. (2008). An adaptive roach to implementing innovative urban transport solutions. *Transport Policy*, vol. 15, issue 6, pp. 405–412. DOI: 10.1016/j.tranpol.2008.12.002

17. Marchau, V.A.W.J., Walker, W.E., van Wee, G.P. (2010). Dynamic adaptive transport policies for handling deep uncertainty. *Technological Forecasting and Social Change*,

vol. 77, issue 6, pp. 940–950. DOI: 10.1016/j.techfore.2010.04.006

18. Aleskerov, F., Sergeeva, Z., Shvydun, S. (2017). Assessment of exporting economies influence on the global food network. In: *Optimization methods and applications*, in Butenko S., Pardalos P.M., Shylo V. (eds.). Publisher: Springer, pp. 1–10. DOI: 10.1007/978-3-319-68640-0_1

19. Aleskerov, F., Demin, S. (2021). DEA for the assessment of regions' ability to cope with disasters. In: *Dynamics of disasters. springer optimization and its applications*, in Kotsireas I.S., Nagurney A., Pardalos P.M., Tsokas A. (eds.). Publisher: Springer Cham, vol. 169, pp. 31–37. DOI: 10.1007/978-3-030-64973-9_2

20. Aleskerov, F., Demin, S. (2018). Modelling possible oil spills in the barents sea and their consequences. In: *Springer optimization and its applications*, in Kotsireas I., Nagurney A., Pardalos P. (eds.). Publisher: Springer Cham, vol 140, pp. 47–56. DOI: 10.1007/978-3-319-97442-2_2

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 in the International Center of Decision Making and Analysis of the HSE University, pkhachikyan@hse.ru.

Поступила в редакцию 23.10.2023
Одобрена после рецензирования 20.12.2023
Принята в печать 21.03.2024

Received 23.10.2023
Approved after reviewing 20.12.2023
Accepted for publication 21.03.2024

МАШИНОСТРОЕНИЕ

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

УДК 629.7.025
DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-2-43-59

Рациональное проектирование конструкции аэродинамического руля с учетом прочности, жесткости и аэроупругой устойчивости

В.Н. Акимов¹, Я.А. Куприянова¹, С.Г. Парафесь²

¹Долгопрудненское научно-производственное предприятие, г. Долгопрудный, Россия

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

Аннотация: В работе рассматривается процесс проектирования аэродинамического руля, конструкция которого включает обшивку постоянной толщины, силовой каркас и балансировочный носок, играющий роль противофлаттерного балансира. Целью работы является постановка и решение задачи проектирования рационального конструктивно-технологического решения руля, отвечающего требованиям прочности, жесткости, аэроупругой устойчивости и минимума массы. Для решения поставленной задачи предложен алгоритм проектирования аэродинамического руля с использованием топологической и параметрической оптимизации. Определены основные параметры области проектирования и балансировочного носка, необходимые для топологической оптимизации. Для конечно-элементного анализа и топологической оптимизации использовался программный комплекс ANSYS Workbench. По результатам оптимизации проведена постобработка и предложено конструктивно-технологическое решение, объединяющее в себе силовые схемы с постоянной и переменной шириной балансировочного носка. Проведен анализ напряженно-деформированного состояния и установлено, что спроектированная конструкция отвечает требованиям прочности для заданного расчетного случая. Предложена схема решения задачи параметрической оптимизации руля по условию аэроупругой устойчивости. В рамках решения данной задачи проведено исследование флаттера с использованием многостепенной модели, позволяющей исследовать рулевые и корпусно-рулевые формы флаттера беспилотного летательного аппарата (БЛА), оснащенного аэродинамическими рулями. Получены результаты исследования флаттера для расчетного режима полета БЛА в виде зависимостей критической скорости и частоты флаттера от средней ширины балансировочного носка. Анализ данных зависимостей позволил определить оптимальные значения параметров балансировочного носка из условия минимума массы для двух вариантов рулей: с постоянной и переменной шириной балансировочного носка.

Ключевые слова: аэродинамический руль, топологическая оптимизация, параметрическая оптимизация, жесткость, прочность, аэроупругая устойчивость, флаттер.

Для цитирования: Акимов В.Н., Куприянова Я.А., Парафесь С.Г. Рациональное проектирование конструкции аэродинамического руля с учетом прочности, жесткости и аэроупругой устойчивости // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 2. С. 43–59. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-2-43-59

Rational design of the aerodynamic rudder structure taking into account strength, rigidity and aeroelastic stability

V.N. Akimov¹, Ya.A. Kupriyanova¹, S.G. Parafes²

¹ *Dolgoprudny Research and Production Enterprise, Dolgoprudny, Russia*

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

Abstract: The paper considers a design process of an aerodynamic rudder, which structure comprises the skin of constant thickness, a load-bearing structure and a trimmed nose that plays the role of an anti-flutter balancer. The aim of the work is to set and solve the design problem of a rational structural and technological solution of the rudder that meets the requirements of strength, rigidity, aeroelastic stability and minimum mass. To solve this problem, a design algorithm for the rudder, using topological and parametric optimization, is proposed. The main parameters of the design area and the trimmed nose required for topological optimization are determined. The ANSYS Workbench software package was used for the finite element analysis and topological optimization. Based on the results of optimization, post-processing was carried out. A structural and technological solution, that combines structural layouts with constant and variable width of the trimmed nose, was proposed. An analysis of the stress-strain state was carried out, and it was found that the designed structure meets the strength requirements for the given design case. A scheme for solving the parametric optimization problem of the rudder under the condition of aeroelastic stability is proposed. Within the framework of solving this problem, a flutter study was conducted, using a multi-mode model, which makes it possible to study the rudder and body-rudder flutter forms of an unmanned aerial vehicle (UAV) equipped with aerodynamic rudders. The results of the flutter study for the design mode of the UAV flight are obtained in the form of dependencies of the critical flutter velocity and frequency on the average width of the trimmed nose. The analysis of these dependencies allowed us to derive the optimal values of the trimmed nose parameters from the minimum weight condition for two rudder configurations: with a constant and variable width of the trimmed nose.

Key words: aerodynamic rudder, topological optimization, parametric optimization, rigidity, strength, aeroelastic stability, flutter.

For citation: Akimov, V.N., Kupriyanova, Ya.A., Parafes', S.G. (2024). Rational design of the aerodynamic rudder structure taking into account strength, rigidity and aeroelastic stability. Civil Aviation High Technologies, vol. 27, no. 2, pp. 43–59. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-2-43-59

Введение

Во многих задачах оптимального проектирования конструкций беспилотных летательных аппаратов (БЛА) главным критерием оптимальности является критерий минимума массы. При условии выполнения всех прочностных, технологических и эксплуатационных требований достижение массового совершенства конструкции (даже отдельного узла или детали) позволяет повысить техническое совершенство БЛА в целом. Выполнить требование минимальной массы возможно за счет применения современных конструкционных материалов и технологических процессов (например, аддитивных технологий). Однако применение новых высокопрочных материалов и технологических процессов, как правило, ведет к возрастанию стоимости конструкции.

Другим возможным подходом к решению задачи оптимального проектирования является определение оптимальной с позиции минимальной массы конструктивно-силовой схемы (именуемой также силовым каркасом), удовлетворяющей функциональным ограничениям, и далее преобразование ее с учетом технологических требований и ограничений в конструктивно-технологическое решение (КТР). Конструктивно-силовые схемы несущих поверхностей, в частности аэродинамических рулей, могут включать в себя наборные конструкции из различных силовых элементов и цельнолитые силовые каркасы [1]. Последний вариант имеет преимущество с точки зрения технологичности, так как не требует дополнительных соединений между силовыми элементами и обеспечивает более простую сборку. Особенно рациональным использование цельнолитых силовых каркасов является при проектировании конструкций малогабаритных БЛА.

При минимизации массы необходимо учитывать основные требования к конструкции: сохранение габаритных размеров, обеспечение достаточной прочности и жесткости [2]. При проектировании аэродинамических рулей еще одним важным условием является выполнение требований аэроупругой устойчивости. В результате воздействия на руль сил упругости, инерции и аэродинамических сил может возникнуть опасный вид колебаний – флаттер. Распространенным способом для предотвращения этого явления является весовая балансировка таким образом, чтобы центр масс конструкции находился впереди оси вращения руля или как можно ближе к ней. При этом балансировку можно проводить сосредоточенными и распределенными массами: установкой балансировочного груза или специального носка соответственно.

Балансировка руля сосредоточенной массой приводит к увеличению аэродинамического сопротивления, что негативно отражается на техническом совершенстве всего БЛА. Однако распределенная масса, получаемая внедрением балансировочного элемента в переднюю часть конструкции, может быть менее выгодной по сравнению с балансировочным грузом за счет увеличения общей массы руля. Решить эту проблему предлагается использованием процедуры итерационной параметрической оптимизации.

Спроектировать рациональный силовой каркас с учетом критерия минимума массы и требований прочности и жесткости возможно с использованием различных методов структурной оптимизации. В настоящий момент широкое распространение в этой области получил метод топологической оптимизации, позволяющий найти оптимальное распределение материала в заданной области в соответствии с поставленными задачами проектирования [3, 4]. Вопросам рационального проектирования конструкций с использованием этого метода посвящено множество работ, в том числе в области авиации и ракетостроения [5–9], в частности, в которых решаются задачи оптимизации конструкций несущих поверхностей [10–18]. Так, например, в работе [18] рассматривается задача оп-

тимального проектирования цельноповоротного руля, функционирующего в условиях значительных тепловых нагрузок. Вместе с тем вопросы аэроупругой устойчивости несущих поверхностей летательных аппаратов, в частности проектирования безопасных от флаттера конструкций аэродинамических рулей, рассмотрены не в полной мере.

В связи с этим возникает необходимость разработки алгоритма проектирования, позволяющего создать конструкцию, отвечающую требованиям прочности, жесткости, аэроупругой устойчивости и минимума массы. Предлагается для решения поставленной задачи использовать топологическую и параметрическую оптимизацию.

Постановка задачи топологической оптимизации

Топологическая оптимизация представляет собой процесс оптимизации конструкции на основе конечных элементов. Этот метод работает на основе поиска оптимального распределения материала, которое может определять как внешние границы конструкции, так и параметры внутренних силовых элементов. Использование топологической оптимизации для проектирования конструкций предполагает построение конечно-элементной модели, выбор граничных условий, целевой функции и ограничений. Задача определения рационального распределения материала при этом решается за счет присвоения каждому конечному элементу особых конструктивных переменных, отражающих изменение жесткости и плотности материала в зависимости от приложенной нагрузки. Таким образом, топологическая оптимизация является одним из методов структурной оптимизации и позволяет получить оптимальную конструкцию с точки зрения заданной целевой функции и ограничений на основе результатов статического или динамического анализа.

Наибольшее распространение получил метод топологической оптимизации со штрафным параметром, позволяющий получить однозначное понимание о расположении

силовых элементов внутри области оптимизации за счет введения конструктивной переменной «псевдоплотности»:

$$\eta_e = \frac{\rho_e}{\rho_0},$$

где η_e – параметр псевдоплотности, принимающий значение от 0 до 1 ($\eta_e = 0$ соответствует удалению материала; $\eta_e = 1$ – наличию материала); ρ_e – плотность элемента e ; ρ_0 – плотность материала конструкции.

Связь матрицы жесткости $[K_0]$ конечного элемента e и полной матрицы жесткости $[K]$ может быть описана как

$$[K] = \sum_{e=1}^{N_e} (\eta_e)^p [K_0],$$

где N_e – количество элементов e в области Ω , p – коэффициент штрафа, необходимый для

$$c(\theta) = \{u\}^T [K] \{u\} = \sum_{e=1}^{N_e} (\eta_e)^p \{u_e\}^T [K_0] \{u_e\} \rightarrow \min_{\theta \in \Omega},$$

где $\{u\}$ – вектор смещения; $\{u_e\}$ – вектор узлового перемещения элемента e ; θ – один из возможных вариантов конструкции с расположением элементов e , полученным в результате оптимизации области Ω .

Таким образом, постановка задачи топологической оптимизации для поиска оптимального распределения материала внутри области Ω , при условии обеспечения наибольшей жесткости (или наименьшей податливости) при ограничении на итоговый объем конструкции, будет иметь вид

$$\left\{ \begin{array}{l} \min c(\theta), \\ \text{при условиях:} \\ \frac{V(\theta)}{V_0} = f_\Omega; \\ \{F\} = (F_1, F_2, \dots, F_n); \\ \theta \in \Omega; \\ 0 < \eta_{e\min} \leq \eta_e \leq 1 \quad (e = 1, \dots, N_e), \end{array} \right.$$

округления значения плотности до ближайшего двоичного значения. Для конструктивных материалов с коэффициентом Пуассона близким к 0,3 рекомендуется значение $p = 3$.

При этом модуль упругости e -го элемента можно определить как

$$E(\eta_e) = E_{\min} + (\eta_e)^p (E_0 - E_{\min}),$$

где E_0 – модуль упругости материала; $E_{\min}$ – модуль упругости при $\eta_e = 0$.

Первым этапом оптимизации является определение целевых функций и ограничений. Одной из самых эффективных целевых функций при поиске оптимального решения является минимизация податливости конструкции (или максимизация жесткости). Задачу минимизации податливости можно представить следующим образом:

где $\{F\}$ – вектор внешних нагрузок, действующих на конструкцию; $V(\theta)$ и V_0 – текущий и начальный объем конструкции, соответственно; f_Ω – целевой объем области оптимизации, устанавливаемый в качестве ограничения; $\eta_{e\min}$ – минимальное значение плотности элемента.

Постановка задачи проектирования

Объектом исследования является конструкция аэродинамического руля. Она включает в себя внутренние силовые элементы, расположение которых на этапе формирования облика БЛА является неизвестным, обшивку и способ закрепления, внешние габаритные размеры которых, как правило, задаются в техническом задании на проектирование. Внешний вид и основные параметры исследуемой конструкции представлены на рис. 1 и в табл. 1.

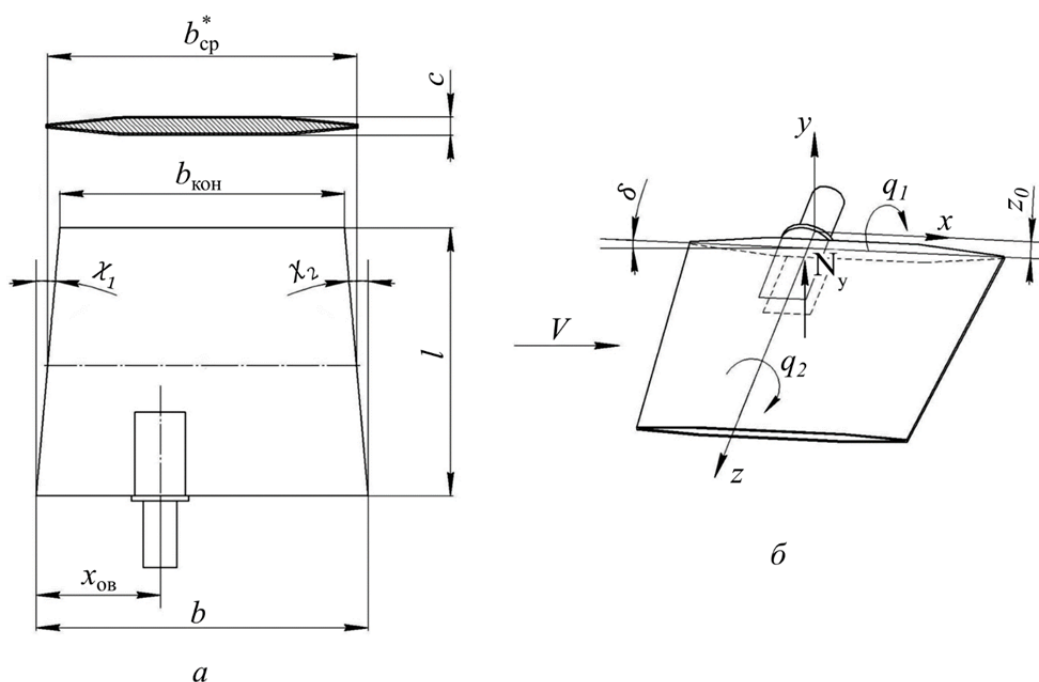


Рис. 1. Аэродинамический руль:
a – геометрические параметры; *б* – схема нагружения
Fig. 1. Aerodynamic rudder:
a – geometric parameters; *б* – loading scheme

Таблица 1
Table 1

Основные параметры руля
Main parameters of the rudder

Наименование параметра	Обозначение	Значение
Бортовая хорда руля	b	400 мм
Концевая хорда руля	$b_{\text{кон}}$	344 мм
Средняя хорда руля	$b_{\text{ср}}^*$	372 мм
Расстояние от передней кромки руля до оси вращения	$x_{\text{ов}}$	131 мм
Размах консоли руля	l	320 мм
Углы стреловидности по передней и задней кромкам	χ_1, χ_2	$4^\circ 4'$
Относительная толщина руля	c	0,1

Так как одним из условий проектирования является наличие балансировочного носка в передней части руля, возникает необходимость сформировать такой силовой каркас, который был бы рационален для балансиров с различными геометрическими параметрами. Объем, занимаемый областью оптимизации, можно представить в виде

$$V_{\Omega} = V_{\text{общ}} - V_{\text{БН}},$$

где $V_{\text{общ}}$ – общий объем внутренней части аэродинамического руля; $V_{\text{БН}}$ – объем, занимаемый балансировочным носком.

Геометрические параметры балансировочного носка определяются его шириной

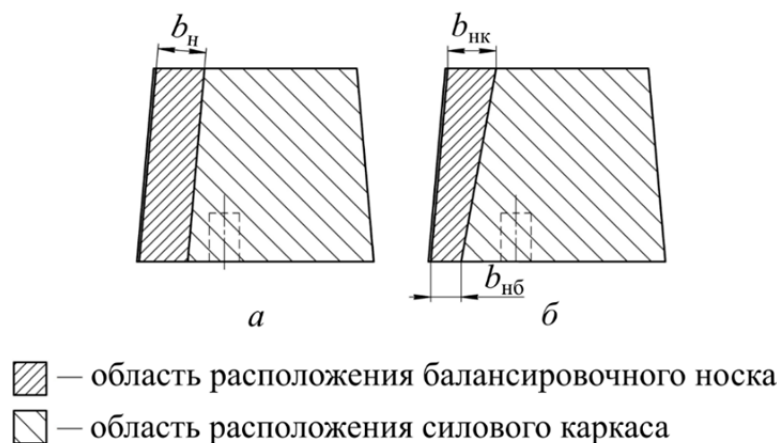


Рис. 2. Расположение и параметры балансировочного носка:

a – прямой носок; b – скошенный носок

Fig. 2. The location and parameters of the trimmed nose:

a – straight nose; b – tapered nose

и внутренними размерами обшивки. Для удобства вводится дополнительный параметр средней ширины $b_{\text{ср}}$. Для прямого носка этот параметр имеет постоянное значение $b_{\text{ср}} = b_n$ (рис. 2, a). Для скошенного носка средняя ширина определяется двумя параметрами: шириной верхней и нижней части – $b_{\text{нк}}$ и $b_{\text{нб}}$ соответственно (рис. 2, b). Параметр средней ширины для такого носка будет равен $b_{\text{ср}} = \frac{b_{\text{нк}} + b_{\text{нб}}}{2}$. Толщина обшивки выбирается постоянной исходя из технологических ограничений.

Так как значение ширины и типа балансировочного носка на данном этапе является неизвестным, для формирования оптимального силового каркаса было проведено несколько расчетных итераций. Для упрощения конечно-элементного анализа на этапе оптимизации выбран вариант с прямым носком с параметром $b_n = 30$ мм для первого расчетного случая и $b_n = 75$ мм для второго расчетного случая, что соответствует минимальному и максимальному значению носка. Ограничение по объему составляло 15 % для $b_n = 30$ мм и 13 % для $b_n = 75$ мм.

Внутренняя область была аппроксимирована гексаэдрической расчетной конечно-элементной сеткой, при этом количество элементов по оси Oy (рис. 1, b) было ограничено до одного элемента с целью исключить переменную толщину силовых стенок в ре-

зультате оптимизации. Такое ограничение позволяет облегчить дальнейшую постобработку результата и повысить технологичность конструкции.

В качестве расчетного выбран режим полета БЛА на высоте $H = 2,5$ км (плотность воздуха $\rho = 0,96$ кг/м³, скорость звука $V_{\text{зв}} = 330$ м/с) с числом Маха $M = 2,4$. Для конечно-элементного анализа к конструкции руля прикладывалась сила $N_y = 6000$ Н, направление которой соответствует направлению подъемной силы (рис. 1, b). Температура нагрева конструкции составляла 200 °С.

В качестве конструкционных материалов для обшивки и внутреннего силового набора был выбран алюминиевый сплав, а для балансировочного носка – сталь с целью обеспечения достаточного смещения центра масс конструкции руля за счет большей плотности материала. Предел пропорциональности выбранного в качестве материала силового каркаса алюминиевого сплава был принят $\sigma_{\text{пц}} = 200$ МПа.

Формирование конструктивно-силовой схемы по результатам оптимизации

Численное моделирование проводилось в программном комплексе ANSYS Workbench. В результате решения задачи топологической

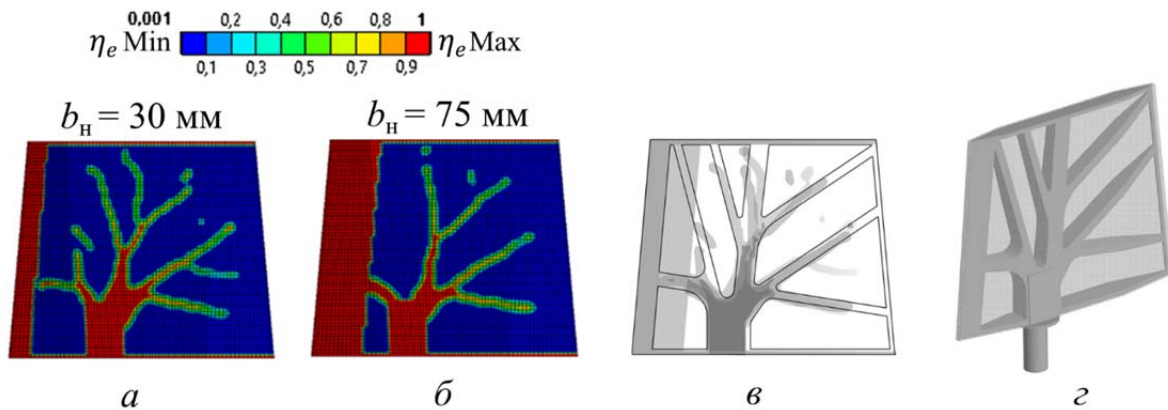


Рис. 3. Формирование КТР по результатам топологической оптимизации:

a, б – распределение материала в конструкции руля при $0,001 \leq \eta_e \leq 1$ для $b_n = 30$ мм и $b_n = 75$ мм соответственно; *в* – формирование силовой схемы внутреннего каркаса руля; *г* – результат постобработки

Fig. 3. Formation of the structural and technological solution based on the results of topological optimization:

a, б – distribution of material in the rudder structure at $0.001 \leq \eta_e \leq 1$ for $b_n = 30$ mm and $b_n = 75$ mm; *в* – formation of the structural layout of the inner rudder frame; *г* – the post-processing result

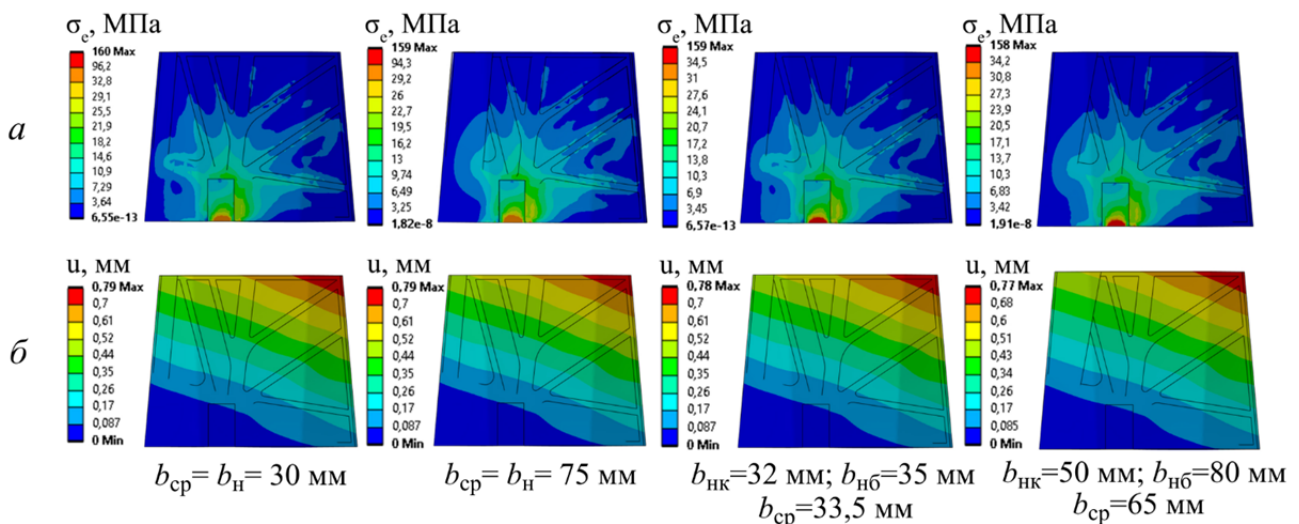


Рис. 4. Результаты расчетов параметров напряженно-деформированного состояния:

a – поля распределения эквивалентных напряжений; *б* – поля распределения глобальных перемещений

Fig. 4. The calculation results of the stress-strain state parameters:

a – the fields of equivalent stresses distribution; *б* – fields of global displacements distribution

оптимизации получено оптимальное распределение материала в виде силового каркаса руля с учетом расположения внутри его конструкции балансировочного носка с различным значением параметра b_{cp} (рис. 3, *a, б*). В процессе формирования (КТР) силовые схемы, полученные для $b_n = 30$ мм и $b_n = 75$ мм, были наложены друг на друга и объединены таким образом, чтобы в будущую конструкцию были включены элементы со значением псевдо-

плотности $x_i \geq 0,6$ (рис. 3, *в*). В результате постобработки ширина основного центрального силового элемента составила 28 мм, а ширина вспомогательных ребер – 14 мм. В итоге на основе силового каркаса, полученного по результатам топологической оптимизации, и постобработки спроектировано КТР аэродинамического руля, отвечающее технологическим ограничениям (рис. 3, *г*).

Для предложенной конструкции был проведен анализ напряженно-деформированного состояния (НДС), результаты которого показаны на рис. 4.

В расчете рассматривались конструкции с разными параметрами балансировочного носка. Для носка прямого и скошенного типа были спроектированы КТР с максимальными и минимальными значениями $b_{\text{ср}}$, которые выбирались с учетом технологических и массовых ограничений. Анализ НДС показал, что прочностные характеристики полученных КТР удовлетворяют условиям прочности для всех значений $b_{\text{ср}}$, а максимальные значения эквивалентного напряжения σ_{max} не превышают предела пропорциональности выбранного материала.

Удовлетворительные результаты предварительных расчетов позволяют перейти к следующему этапу проектирования – определению рационального типа балансировочного носка и значения $b_{\text{ср}}$ из условия аэроупругой устойчивости.

Анализ аэроупругой устойчивости

Для рассматриваемого руля, приводимого в действие рулевым приводом, в полете возможно возникновение консольной и корпусно-рулевой форм флаттера. Как правило, на этапе решения задач проектирования, связанных с определением рациональной структуры и параметров конструкции руля, отсутствуют достоверные оценки о частотах и коэффициентах демпфирования системы «руль – привод». В этих условиях при определении границ флаттера принято варьировать искомые параметры системы, в первую очередь частоту системы «руль – привод», называемую также частотой вращения руля. В отличие от собственной частоты крутильных колебаний, которая соответствует вращательным колебаниям жесткозащемленного руля, частота вращения характеризует вращательные колебания руля в присутствии привода. При этом

второй параметр системы «руль – привод» – эквивалентный коэффициент демпфирования (логарифмический декремент колебаний) принимают минимально возможным.

Построение расчетной модели для исследования аэроупругих колебаний БЛА связано с выбором наиболее важных форм движения. Опыт решения задач аэроупругости говорит о том, что такими формами движения маневренных БЛА являются изгибные и крутильные колебания рулей и изгибные колебания корпуса совместно с крыльями. Анализ частот собственных колебаний данных БЛА показывает, что заметное влияние на границы флаттера оказывают только низшие два тона изгибных колебаний корпуса. Таким образом, расчетная модель для исследования аэроупругих колебаний БЛА включает следующие формы движения: изгибные и крутильные колебания рулей и изгибные колебания корпуса по первому и второму тонам. Колебания низших тонов крыльев учитываются через изгибные колебания корпуса. Этой модели соответствует расчетная схема: свободная балка – корпус (с крыльями) несет на себе другие балки – рули, упруго прикрепленные к корпусу [19].

В качестве примера приведем основные соотношения многостепенной модели исследования флаттера БЛА, оснащенного аэродинамическими рулями с прямой осью вращения, без учета колебаний крыльев. При построении расчетной модели будем учитывать, что жесткость на вращения руля обычно на порядок ниже, чем у неподвижного закрепленного руля (крутильная жесткость лопатки руля). Жесткость на вращение руля в основном определяется жесткостью его рулевого привода и механизма управления. Деформации самого же руля, как правило, малы, и его можно считать абсолютно жестким.

С учетом принятой расчетной схемы уравнения движения свободного от связей упруго колеблющегося БЛА можно записать в виде системы дифференциальных уравнений второго порядка:

$$\sum_{j=1}^4 (m_{ij} \ddot{q}_j + h_{ij} \dot{q}_j + g_{ij} q_j + d_{ij} V \dot{q}_j + b_{ij} V^2 q_j) = 0, i = 1, 2, 3, 4, \quad (1)$$

где m_{ij} , g_{ii} – инерционные и жесткостные коэффициенты; h_{ii} , d_{ij} – коэффициенты конструкционного и аэродинамического демпфирования; b_{ij} – коэффициенты аэродинами-

ческих сил; q_j – обобщенные координаты; V – скорость аэродинамического потока.

Коэффициенты m_{ij} вычисляются по формулам

$$\begin{aligned} m_{11} &= 2J_{xx}; \quad m_{12} = m_{21} = -2J_{xz}; \quad m_{22} = 2J_{zz}; \\ m_{13} &= m_{31} = 2S_x\psi_1(x_0) + 2J_{xz}\dot{\psi}_1(x_0); \quad m_{14} = m_{41} = 2S_x\psi_2(x_0) + 2J_{xz}\dot{\psi}_2(x_0); \\ m_{23} &= m_{32} = -2S_z\psi_1(x_0) - 2J_{zz}\dot{\psi}_1(x_0); \quad m_{24} = m_{42} = -2S_z\psi_2(x_0) - 2J_{zz}\dot{\psi}_2(x_0); \\ m_{33} &= \int_0^{l_k} m_k(x)\psi_1^2(x)dx; \quad m_{34} = m_{43} = 0; \quad m_{44} = \int_0^{l_k} m_k(x)\psi_2^2(x)dx, \end{aligned}$$

где J_{xx}, J_{zz}, J_{xz} и S_x, S_z – моменты инерции и статические моменты руля вокруг осей Ox и Oz (рис. 1, б); $\psi_1(x), \psi_2(x)$ – форма прогибов оси корпуса БЛА при его деформациях по первому и второму тону соответственно; $l_k, m_k(x)$ – длина и погонная масса корпуса БЛА; x_0 – координата пересечения оси вращения руля с корпусом (отсчитывается от носа корпуса).

Нормировку форм изгибных колебаний корпуса удобно вести так, чтобы производные форм $\dot{\psi}_1(x_0) = \dot{\psi}_2(x_0) = 1$.

Коэффициенты g_{ii} определяются по соответствующим парциальным частотам колебаний ω_i :

$$g_{ii} = m_{ii}\omega_i^2 = m_{ii}(2\pi f_i)^2; \quad i = 1, 2, 3, 4,$$

где f_1 – частота изгибных колебаний руля (при неподвижном корпусе); f_2 – частота вращения руля (в общем случае определяется с учетом жесткости механизма управления, рулевого привода и его крепления); f_3, f_4 – частоты изгибных колебаний корпуса по первому и второму тону соответственно.

Коэффициенты h_{ii} определяются через соответствующие частоты колебаний ω_i и логарифмические декременты колебаний ν_i :

$$h_{ii} = \frac{\nu_i}{\pi\omega_i} g_{ii} = 2\nu_i f_i m_{ii}.$$

Коэффициенты b_{ij} вычисляются по формулам

$$\begin{aligned} b_{11} &= 0; \quad b_{12} = \bar{b}_{12}; \quad b_{13} = -\bar{b}_{12}; \quad b_{14} = -\bar{b}_{12}; \\ b_{21} &= 0; \quad b_{22} = \bar{b}_{22}; \quad b_{23} = -\bar{b}_{22}; \quad b_{24} = -\bar{b}_{22}; \\ b_{31} &= 0; \quad b_{32} = -\bar{b}_{22} - \bar{b}_{33}\psi_1(x_0); \quad b_{33} = \bar{b}_{22} + \bar{b}_{33}\psi_1(x_0); \quad b_{34} = \bar{b}_{22} + \bar{b}_{33}\psi_1(x_0); \\ b_{41} &= 0; \quad b_{42} = -\bar{b}_{22} - \bar{b}_{33}\psi_2(x_0); \quad b_{43} = \bar{b}_{22} + \bar{b}_{33}\psi_2(x_0); \quad b_{44} = \bar{b}_{22} + \bar{b}_{33}\psi_2(x_0). \end{aligned} \quad (2)$$

Коэффициенты d_{ij} вычисляются по формулам

$$\begin{aligned} d_{11} &= \bar{d}_{11}; \quad d_{12} = \bar{d}_{12}; \quad d_{13} = -\bar{d}_{12} - \bar{b}_{12}\psi_1(x_0); \quad d_{14} = -\bar{d}_{12} - \bar{b}_{12}\psi_2(x_0); \\ d_{21} &= \bar{d}_{21}; \quad d_{22} = \bar{d}_{22}; \quad d_{23} = -\bar{d}_{22} - \bar{b}_{22}\psi_1(x_0); \quad d_{24} = -\bar{d}_{22} - \bar{b}_{22}\psi_2(x_0); \\ d_{31} &= \bar{d}_{32}\psi_1(x_0) - \bar{d}_{21}; \quad d_{32} = -\bar{d}_{22} - \bar{d}_{33}\psi_1(x_0); \\ d_{33} &= \bar{d}_{33}\psi_1(x_0) + \bar{b}_{33}(\psi_1(x_0))^2 + \bar{d}_{22} + \bar{b}_{22}\psi_1(x_0); \\ d_{34} &= \bar{d}_{33}\psi_1(x_0) + \bar{b}_{33}\psi_1(x_0)\psi_2(x_0) + \bar{d}_{22} + \bar{b}_{22}\psi_2(x_0); \quad d_{41} = \bar{d}_{32}\psi_2(x_0) - \bar{d}_{21}; \\ d_{42} &= -\bar{d}_{22} - \bar{d}_{33}\psi_2(x_0); \quad d_{43} = \bar{d}_{33}\psi_2(x_0) + \bar{b}_{33}\psi_1(x_0)\psi_2(x_0) + \bar{d}_{22} + \bar{b}_{22}\psi_1(x_0); \\ d_{44} &= \bar{d}_{33}\psi_2(x_0) + \bar{b}_{33}(\psi_2(x_0))^2 + \bar{d}_{22} + \bar{b}_{22}\psi_2(x_0). \end{aligned} \quad (3)$$

Коэффициенты $\bar{b}_{12}, \bar{b}_{22}, \bar{b}_{33}, \bar{d}_{11}, \bar{d}_{12}, \bar{d}_{21}, \bar{d}_{22}, \bar{d}_{32}, \bar{d}_{33}$, входящие в выражения (2), (3), определяются по формулам для двух рулей

с прямой осью вращения при неподвижном корпусе:

$$\bar{b}_{12} = -\rho c_y^\delta \int_{z_0}^{l+z_0} b z dz; \bar{b}_{22} = -\rho c_y^\delta \int_{z_0}^{l+z_0} b^2 (\bar{x}_0 - \bar{x}_F) dz; \bar{b}_{33} = \rho c_y^\delta \int_{z_0}^{l+z_0} b dz; \quad (4)$$

$$\bar{d}_{11} = \rho c_y^\delta \int_{z_0}^{l+z_0} b z^2 dz; \bar{d}_{12} = \rho c_y^\delta \int_{z_0}^{l+z_0} b^2 \bar{x}_m z dz; \bar{d}_{21} = \rho c_y^\delta \int_{z_0}^{l+z_0} b^2 (\bar{x}_0 - \bar{x}_F) z dz; \quad (5)$$

$$\bar{d}_{22} = \rho c_y^\delta \int_{z_0}^{l+z_0} b^3 \bar{x}_m (\bar{x}_0 - \bar{x}_F) dz + \rho k_0 \int_{z_0}^{l+z_0} b^3 dz; \bar{d}_{32} = -\bar{b}_{12}; \bar{d}_{33} = \bar{b}_{22},$$

где ρ – плотность воздуха; c_y^δ – производная коэффициента подъемной силы по углу отклонения руля δ ; b, l – хорда и размах руля; z_0 – расстояние от места закрепления вала руля до бортовой хорды руля; z – расстояние от оси Ox до рассматриваемого хордового сечения руля; $\bar{x}_0$ – расстояние от носка руля до оси вращения, отнесенное к хорде руля; $\bar{x}_F$ – расстояние от носка руля до аэродинамического фокуса, отнесенное к хорде руля.

Величины $\bar{x}_m$ и k_0 зависят от характера обтекания и имеют вид:

дозвуковой поток

$$\bar{x}_m = \bar{x}_0 - \bar{x}_F - \frac{1}{2}, k_0 = \frac{\pi}{8}; \quad (6)$$

сверхзвуковой поток

$$\bar{x}_m = \bar{x}_0 - \bar{x}_F, k_0 = \frac{1}{12} c_y^\delta. \quad (7)$$

Величины c_y^δ и $\bar{x}_F$, входящие в выражения (4)–(7), определяются расчетным или экспериментальным путем.

Приведенная математическая модель содержит четыре обобщенные координаты и позволяет исследовать флаттер БЛА в целом, в том числе консольную и корпусно-рулевою формы флаттера. Используемый в этой модели подход к исследованию флаттера является наиболее общим и состоит в построении годографа скорости – зависимости комплексных частот $S_i = \delta_i + i\omega_i$, $i = 1, \dots, 4$ (представляющих собой решение проблемы собственных значений системы уравнений (1)) от скорости аэродинамического потока V . Далее по годографу скорости на границе

устойчивости ($\delta_i = 0$, $\delta_i \in \delta_i$, $i = 1, \dots, 4$) определяются параметры флаттера: критическая скорость $V_{кр}$ и круговая частота флаттера $\omega_{фл}$ (частота флаттера $f_{фл}$).

Задача оптимального проектирования руля, отвечающего требованию аэроупругой устойчивости, решалась итерационным методом в соответствии со схемой, представленной на рис. 5. Целью данной задачи является определение оптимальных параметров носка, играющего роль противофлаттерного балансира. Критерием оптимальности выступает минимум массы руля.

С целью получения количественных оценок параметров противофлаттерного балансира рассмотрим исследование флаттера конструкции проектируемого руля в составе БЛА. Гипотетический маневренный БЛА (рис. 6, а) выполнен по нормальной аэродинамической схеме и имеет аэродинамические органы управления – цельноповоротные рули. Массово-инерционные и жесткостные характеристики корпуса БЛА, необходимые для расчета корпусно-рулевых форм флаттера, представлены на рис. 6, б: распределенные по длине БЛА жесткости (кривые 1) и массы (кривые 2). На рис. 6, в показаны формы собственных изгибных колебаний БЛА: первого тона – кривая 1 и второго тона – кривая 2, соответствующие собственным частотам изгибных колебаний по первому и второму тону $f_3 = 39,5$ Гц и $f_4 = 96,7$ Гц.

Аэродинамические характеристики руля находились в зависимости от числа M в соответствии с его геометрическими параметрами: удлинением, сужением, углом стрелом-

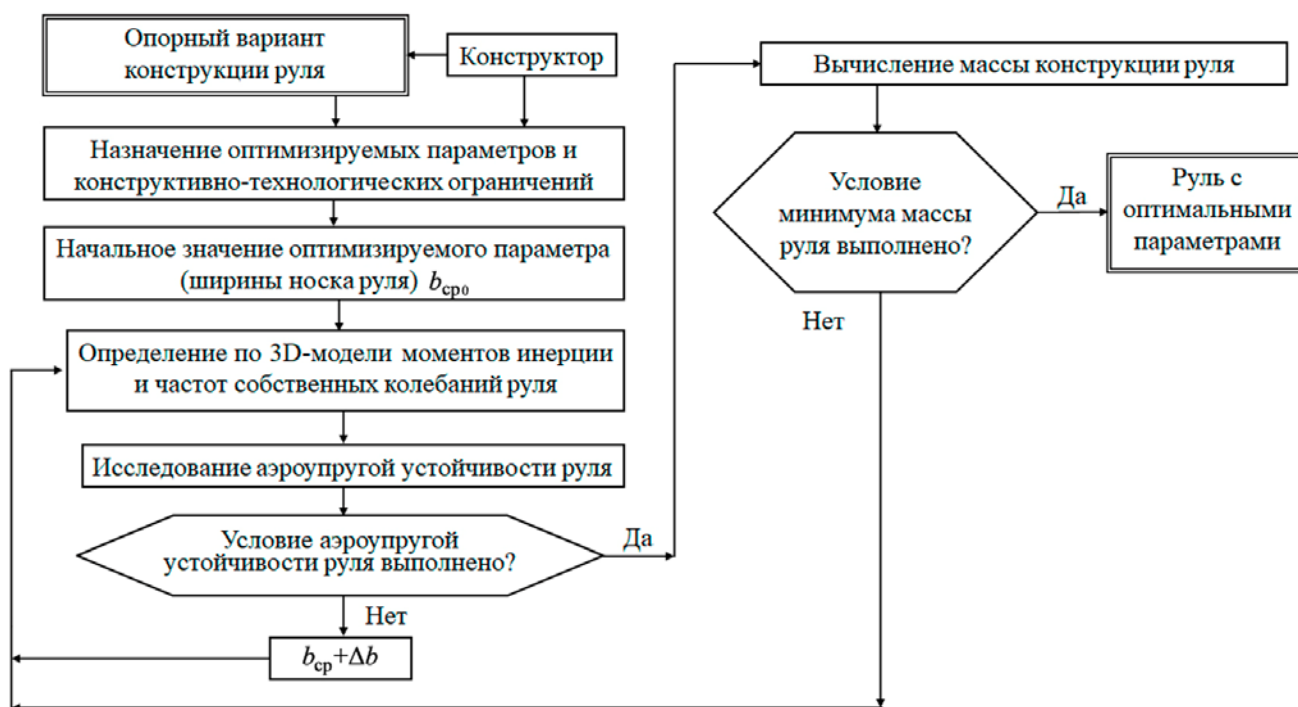


Рис. 5. Схема решения задачи параметрической оптимизации конструкции руля по условию аэроупругой устойчивости

Fig. 5. A scheme for solving the problem of parametric optimization of the rudder design according to the condition of aeroelastic stability

видности по линии средних хорд и относительной толщиной профиля, по зависимостям, представленным в книге [20]. Исходные данные по расчетному режиму сведены в табл. 2.

В рамках решения задачи оптимизации конструкции руля по условию аэроупругой устойчивости (рис. 5) расчет на флаттер проводился для двух вариантов КТР, имеющих прямой и скошенный балансировочные носки (рис. 2). В первом случае значения b_n варьировались от 30 до 75 мм с шагом 5 мм. Во втором случае, чтобы обеспечить меняющуюся по линейному закону форму балансировочного носка, значения b_{nb} варьировались с шагом 2 мм, а $b_{нк}$ – с шагом 5 мм. Для каждого варианта КТР аэродинамического руля с разными параметрами балансировочного носка были определены значения моментов инерции, статических моментов, частот изгибных и крутильных колебаний руля. В табл. 3 приведены значения указанных характеристик для минимальных и максимальных зна-

чений параметров балансировочного носка прямого и скошенного типа.

Сравнивая возможность возникновения консольной и корпусно-рулевой форм флаттера, отметим, что вследствие высокой частоты крутильных колебаний рассматриваемого руля более вероятной формой возникновения флаттера в полете является корпусно-рулевая форма. Исследование флаттера проводим с использованием описанной выше многостепенной модели при различных значениях частоты системы «руль – привод» (частоты вращения руля) в диапазоне от 25 до 500 Гц. Логарифмические декременты колебаний рулей и корпуса ν_i ($i = 1, \dots, 4$) принимались равными 0,05.

Результаты исследования флаттера с использованием многостепенной модели для расчетного режима полета БЛА в виде зависимости критической скорости $V_{кр}$ и частоты флаттера $f_{фл}$ от средней ширины балансировочных носков для двух вариантов рулей – с постоянной и переменной шириной носка

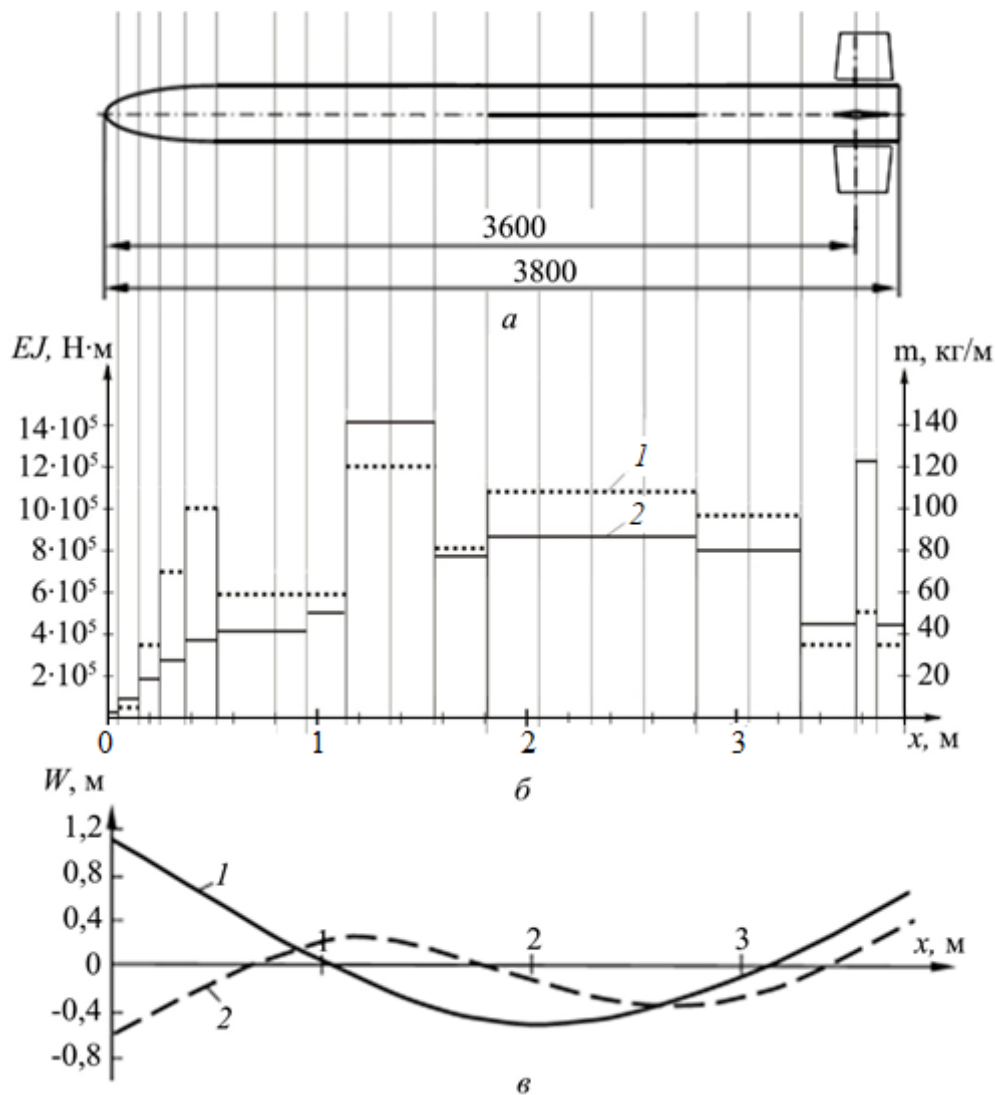


Рис. 6. Гипотетический БЛА: а – общий вид БЛА; б – распределение масс и жесткостей БЛА; в – формы собственных изгибных колебаний БЛА по первому и второму тону
Fig. 6. Hypothetical UAV: а – the general UAV appearance; б – UAV masses and rigidity distribution; в – the shapes of the first and second mode UAV free bending oscillations

Таблица 2
Table 2

Параметры режима полета
Flight mode parameters

Число Маха М	Производная коэффициента подъемной силы по углу отклонения руля c_y^δ , 1/рад	Координата аэродинамического фокуса x_F , м
2,4	1,63	0,19

представлены на рис. 7. На рис. 7, а дополнительно пунктирной линией изображена прямая, соответствующая допустимой скорости полета:

$$V_{\max} = 1,2 V,$$

где V – скорость БЛА, соответствующая расчетному режиму полета ($V = M \cdot V_{3B} = 792$ м/с);

Таблица 3
Table 3

Характеристики руля с балансировочным носком
Characteristics of the rudder with the trimmed nose

	$J_{xx},$ кг · мм ²	$J_{zz},$ кг · мм ²	$J_{xz},$ кг · мм ²	$S_x,$ кг · мм	$S_z,$ кг · мм	$f_1,$ Гц	$f_2,$ Гц
Для прямого балансировочного носка							
$b_{cp}^{min} = 30$ мм	190606,4	61870,8	32005,5	193,0	883,9	266,9	453,5
$b_{cp}^{max} = 75$ мм	265645,7	73110,6	8579,5	44,0	1230,4	236,3	411,1
Для скошенного балансировочного носка							
$b_{cp}^{min} = 33,5$ мм	195320,9	62763,8	30217,3	183,5	903,9	264,7	446,1
$b_{cp}^{max} = 65$ мм	258657,9	70379,2	12158,6	83,9	1173,6	235,0	409,0

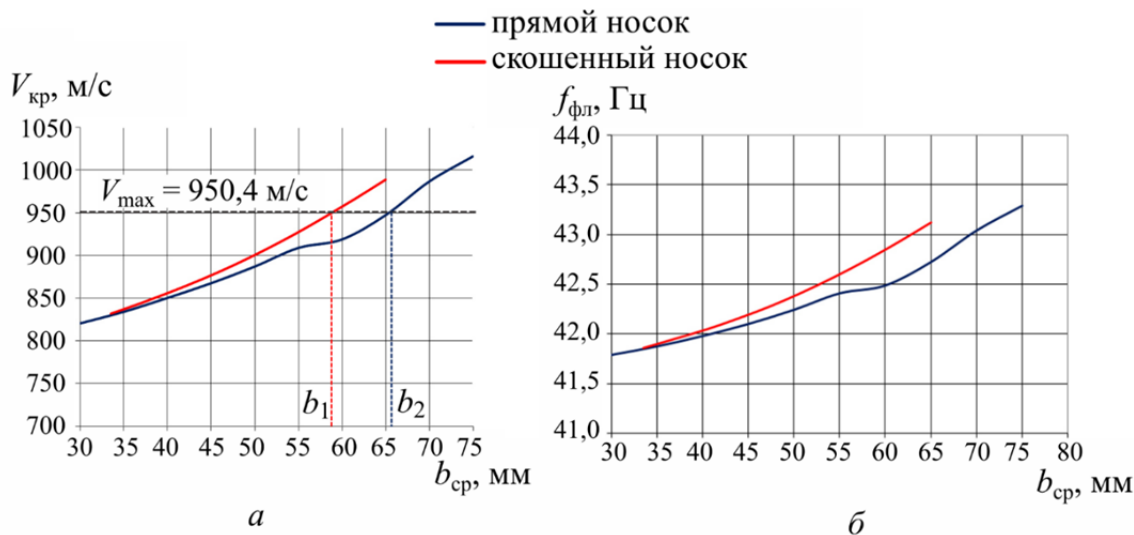


Рис. 7. Результаты исследования флаттера:

$a, б$ – зависимость критической скорости и частоты флаттера от параметров балансировочного носка соответственно

Fig. 7. The results of the flutter study:

$a, б$ – the dependence of the critical flutter speed and frequency on the trimmed nose parameters

1,2 – коэффициент безопасности. Допускаемая скорость полета БЛА V_{max} равна 950,4 м/с.

Как следует из графиков, показанных на рис. 7, $б$, частоты флаттера близки к частоте первого тона изгибных колебаний корпуса БЛА, что говорит о потенциальной возможности возникновения корпусно-рулевой формы флаттера, обусловленной взаимодействием в аэродинамическом потоке вращательных колебаний руля с изгибными колебаниями корпуса по первому тону.

Как следует из представленных графиков зависимостей критической скорости $V_{кр}$

от средней ширины носка, оптимальными по массе являются рули с противофлаттерными балансирными в виде усиленной передней кромки шириной $b_{cp} = b_n = b_2 = 66$ мм в первом случае (постоянный по ширине носок) и средней шириной $b_{cp} = b_1 = 58$ мм ($b_{нб} = 46$ мм; $b_{нк} = 70$ мм) во втором случае (переменный по ширине носок) (рис. 7, a). В соответствии с полученными характеристиками балансировочных носков было установлено, что масса оптимального с точки зрения аэроупругой устойчивости руля с переменной передней кромкой на 7 % ниже массы руля с прямой передней кромкой.

В качестве примера на рис. 8 представлена зависимость критической скорости флаттера от частоты вращения руля с переменной шириной носка 46–70 мм, близкого к оптимальному. На данном графике отчетливо видно обозначенное выше аэроупругое взаимодействие вращательных колебаний руля с изгибными колебаниями корпуса по первому тону (область, очерченная кривой 1), а также взаимодействие вращения руля со вторым тоном изгибных колебаний корпуса (область, очерченная кривой 2).

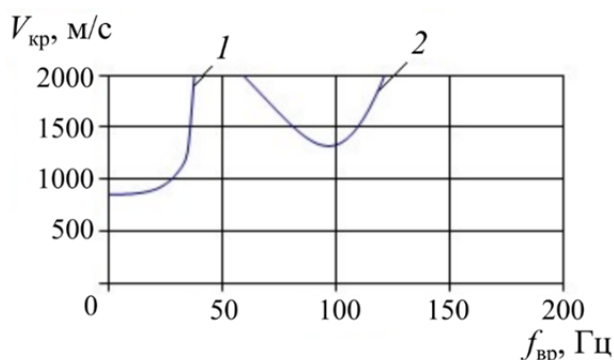


Рис. 8. Зависимость критической скорости флаттера от частоты вращения руля с переменной шириной балансировочного носка 46–70 мм

Fig. 8. The dependence of the critical flutter velocity on the rotational rudder frequency with a variable width of the trimmed nose 46–70 mm

Оценка достоверности результатов

В процессе перехода от силового каркаса, близкого к оптимальному по критерию минимума массы и удовлетворяющего требованиям прочности и жесткости, к рациональному КТР конструкция руля подвергается незначительным изменениям, которые не приводят к существенному изменению его массы. По результатам постобработки результата оптимизации с учетом технологических требований и ограничений масса руля возросла лишь на 5% по сравнению с массой руля с исходным силовым каркасом.

Заключительным этапом решения задачи проектирования рациональной конструкции руля является нахождение оптимальных формы и параметров балансировочного носка

(выполняющего роль противобалласта), которые обеспечивают выполнение требований аэроупругой устойчивости и минимальной массы руля. Реализация требований аэроупругой устойчивости потребовала увеличения массы руля еще на 19 %.

В целом масса рациональной конструкции, отвечающей требованиям прочности, жесткости, аэроупругой устойчивости, а также технологическим требованиям и ограничениям, возросла на 25 % по сравнению с массой начального силового каркаса, найденного в результате решения задачи топологической оптимизации с использованием программного комплекса мирового уровня ANSYS Workbench. Этот факт свидетельствует об обоснованности предлагаемого подхода и достоверности получаемых результатов проектирования рациональной конструкции аэродинамического руля.

Выводы

Поставлена задача проектирования рационального конструктивно-технологического решения руля, отвечающего требованиям прочности, жесткости, аэроупругой устойчивости и минимума массы. Для ее решения предложен алгоритм проектирования аэродинамического руля с использованием топологической и параметрической оптимизации.

Определены основные параметры области проектирования и балансировочного носка, необходимые для топологической оптимизации. По результатам оптимизации проведена постобработка и предложено конструктивно-технологическое решение, объединяющее в себе силовые схемы с постоянной и переменной шириной балансировочного носка. Проведен анализ напряженно-деформированного состояния, показавший, что спроектированная конструкция отвечает требованиям прочности для заданного расчетного случая.

Предложена схема решения задачи параметрической оптимизации руля по условию аэроупругой устойчивости. В рамках решения данной задачи проведено исследование флаттера с использованием многостепенной

модели, позволяющей исследовать рулевые и корпусно-рулевые формы флаттера БЛА, оснащенного проектируемыми аэродинамическими рулями. Определены оптимальные значения параметров балансировочного носка из условия минимума массы для двух вариантов рулей: с постоянной и переменной шириной балансировочного носка.

Список литературы

1. Новиков В.Н., Авхимович Б.М., Вейтин В.Е. Основы устройства и конструирования летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1991. 368 с.
2. Парафесь С.Г., Сафронов В.С., Туркин И.К. Задачи оптимального проектирования конструкций беспилотных ЛА. М.: МАИ, 2002. 145 с.
3. Bendsoe M.P., Sigmund O. Topology optimization: Theory, methods and applications. Berlin: Springer, 2003. 384 p. DOI: 10.1007/978-3-662-05086-6
4. Сорокин Д.В., Бабкина Л.А., Бразговка О.В. Проектирование элементов конструкций различного назначения на основе топологической оптимизации // Космические аппараты и технологии. 2022. Т. 6, № 2 (40). С. 61–82. DOI: 10.26732/j.st.2022.2.01
5. Zhu J.H., Zhang W.H., Xia L. Topology optimization in aircraft and aerospace structures design // Archives of Computational Methods in Engineering. 2016. Vol. 23. Pp. 595–622. DOI: 10.1007/s11831-015-9151-2
6. Munk D.J. On the benefits of applying topology optimization to structural design of aircraft components / D.J. Munk, D.J. Auld, G.P. Steven, A.G. Vio // Structural and Multidisciplinary Optimization. 2019. Vol. 60. Pp. 1245–1266. DOI: 10.1007/s00158-019-02250-6
7. Saracyakupoglu T. Usage of additive manufacturing and topology optimization process for weight reduction studies in the aviation industry // Advances in Science, Technology and Engineering Systems Journal. 2021. Vol. 6. Pp. 815–820. DOI: 10.25046/aj060294
8. Боровиков А.А., Тушев О.Н. Разработка силовой конструкции космического аппарата с использованием топологической оптимизации для двух вариантов технологии изготовления [Электронный ресурс] // Инженерный журнал: наука и инновации. 2018. № 9 (81). С. 5. DOI: 10.18698/2308-6033-2018-9-1807 (дата обращения: 29.08.2023).
9. Htet T.L. Structural analysis and topology design optimization of load bearing elements of aircraft fuselage structure [Электронный ресурс] // IOP Conference Series: Materials and Science and Engineering. 2020. Vol. 709, iss. 4. DOI: 10.1088/1757-899X/709/4/044113 (дата обращения: 29.08.2023).
10. Choi J.S. Enhancement of a flapping wing using path and dynamic topology optimization / J.S. Choi, L. Zhao, G.J. Park, S. Agrawal, R.M. Kolonay [Электронный ресурс] // AIAA Journal. 2011. Vol. 49, no. 12. Pp. 2616–2626. DOI: 10.2514/1.J050834 (дата обращения: 29.08.2023).
11. Wang Q., Lu Z., Zhou C. New topology optimization method for wing leading-edge ribs // AIAA Journal of Aircraft. 2011. Vol. 48, no. 5. Pp. 1741–1748. DOI: 10.2514/1.C031362
12. Félix L., Gomes A.A., Suleman A. Topology optimization of the internal structure of an aircraft wing subjected to self-weight load // Engineering Optimization. 2019. Vol. 52, no. 7. Pp. 1119–1135. DOI: 10.1080/0305215x.2019.1639691
13. Kambampati S., Townsend S., Kim H.A. Coupled aerostructural level set topology optimization of aircraft wing boxes [Электронный ресурс] // AIAA Journal. 2020. Vol. 58, no. 8. DOI: 10.2514/1.j059157 (дата обращения: 29.08.2023).
14. Liu J. Topological design of a lightweight sandwich aircraft spoiler / J. Liu, H. Ou, J. He, G. Wen [Электронный ресурс] // Materials. 2019. Vol. 12, no. 19. P. 3225. DOI: 10.3390/ma12193225 (дата обращения: 29.08.2023).
15. Aage N. Giga-voxel computational morphogenesis for structural design / N. Aage, E. Andreassen, B.S. Lazarov, O. Sigmund // Nature. 2017. Vol. 550. Pp. 84–86. DOI: 10.1038/nature23911
16. Luo Z., Yang J., Chen L. A new procedure for aerodynamic missile designs using topological optimization approach of continuum

structures // *Aerospace Science and Technology*. 2006. Vol. 10, iss. 5. Pp. 364–373. DOI: 10.1016/j.ast.2005.12.006

17. **Fotouhi M.** Topology optimisation of a wing box rib using Ansys / M. Fotouhi, A.M. Abazari, A.M. Ajaj, R. Akrami, S. Fotouhi, H.T. Ali // 28th Annual International Conference of the Iranian Society of Mechanical Engineers. Iran, Tehran, 2020. Pp. 27–29.

18. **Song L., Gao T., Tang L. et al.** An all-movable rudder designed by thermo-elastic topology optimization and manufactured by additive manufacturing [Электронный ресурс] // *Computers and Structures*. 2021. Vol. 243. DOI: 10.1016/j.compstruc.2020.106405 (дата обращения: 29.08.2023).

19. **Парафесь С.Г., Туркин И.К.** Актуальные задачи аэроупругости и динамики конструкций высокоманевренных беспилотных летательных аппаратов. М.: МАИ, 2016. 184 с.

20. **Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С.** Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1973. 616 с.

References

1. **Novikov, V.N., Avkhimovich, B.M., Veitin, V.E.** (1991). Basics of aircraft design and construction. Moscow: Mashinostroyeniye, 368 p. (in Russian)

2. **Parafes', S.G., Safronov, V.S., Turkin, I.K.** (2002). Problems of optimal design for unmanned aircraft structures. Moscow: Izdatelstvo MAI, 145 p. (in Russian)

3. **Bendsoe, M.P., Sigmund, O.** (2003). Topology optimization: Theory, methods and applications. Berlin: Springer, 384 p. DOI: 10.1007/978-3-662-05086-6

4. **Sorokin, D.V., Babkina, L.A., Brazgovka, O.V.** (2022). Designing various-purpose subassemblies based on topological optimization. *Spacecrafts and Technologies*, vol. 20, no. 2 (40), pp. 61–82. DOI: 10.26732/j.st.2022.2.01 (in Russian)

5. **Zhu, J.H., Zhang, W.H., Xia, L.** (2016). Topology optimization in aircraft and aerospace structures design. *Archives of Computational Methods in Engineering*, vol. 23, pp. 595–622. DOI: 10.1007/s11831-015-9151-2

6. **Munk, D.J., Auld, D.J., Steven, G.P., Vio, A.G.** (2019). On the benefits of applying topology optimization to structural design of aircraft components. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, vol. 60, pp. 1245–1266. DOI: 10.1007/s00158-019-02250-6

7. **Saracyakupoglu, T.** (2021). Usage of additive manufacturing and topology optimization process for weight reduction studies in the aviation industry. *Advances in Science, Technology and Engineering Systems Journal*, vol. 6, pp. 815–820. DOI: 10.25046/aj060294

8. **Borovikov, A.A., Tushev, O.N.** (2018). Development of a spacecraft load bearing structures using topology optimization for two versions of manufacturing technologies. *Engineering Journal: Science and Innovation*, no. 9, p. 5. DOI: 10.18698/2308-6033-2018-9-1807 (accessed: 29.08.2023). (in Russian)

9. **Htet, T.L.** (2020). Structural analysis and topology design optimization of load bearing elements of aircraft fuselage structure. In: *IOP Conference Series: Materials and Science and Engineering*, vol. 709, issue 4. DOI: 10.1088/1757-899X/709/4/044113 (accessed: 29.08.2023).

10. **Choi, J.S., Zhao, L., Park, G.J., Agrawal, S., Kolonay, R.M.** (2011). Enhancement of a flapping wing using path and dynamic topology optimization. *AIAA Journal*, vol. 49, no. 12, pp. 2616–2626. DOI: 10.2514/1.J050834 (accessed: 29.08.2023).

11. **Wang, Q., Lu, Z., Zhou, C.** (2011). New topology optimization method for wing leading-edge ribs. *AIAA Journal of Aircraft*, vol. 48, no. 5, pp. 1741–1748. DOI: 10.2514/1.C031362

12. **Félix, L., Gomes, A.A., Suleman, A.** (2019). Topology optimization of the internal structure of an aircraft wing subjected to self-weight load. *Engineering Optimization*, vol. 52, no. 7, pp. 1119–1135. DOI: 10.1080/0305215x.2019.1639691

13. **Kambampati, S., Townsend, S., Kim, H.A.** (2020). Coupled aerostructural level set topology optimization of aircraft wing boxes.

AIAA Journal, vol. 58, no. 8. DOI: 10.2514/1.j059157 (accessed: 29.08.2023).

14. Liu, J., Ou, H., He, J., Wen, G. (2019). Topological design of a lightweight sandwich aircraft spoiler. *Materials*, vol. 12, no. 19, p. 3225. DOI: 10.3390/ma12193225 (accessed: 29.08.2023).

15. Aage, N., Andreassen, E., Lazarov, B.S., Sigmund, O. (2017). Giga-voxel computational morphogenesis for structural design. *Nature*, vol. 550, pp. 84–86. DOI: 10.1038/nature23911

16. Luo, Z., Yang, J., Chen, L. (2006). A new procedure for aerodynamic missile designs using topological optimization approach of continuum structures. *Aerospace Science and Technology*, vol. 10, issue 5, pp. 364–373. DOI: 10.1016/j.ast.2005.12.006

17. Fotouhi, M., Abazari, A.M., Ajaj, A.M., Akrami, R., Fotouhi, S., Ali, H.T. (2020). To-

pology optimisation of a wing box rib using Ansys. In: *28th Annual International Conference of the Iranian Society of Mechanical Engineers*, Tehran, Iran, pp. 27–29.

18. Song, L., Gao, T., Tang, L. et al. (2021). An all-movable rudder designed by thermo-elastic topology optimization and manufactured by additive manufacturing. *Computers and Structures*, vol. 243. DOI: 10.1016/j.compstruc.2020.106405 (accessed: 29.08.2023).

19. Parafes', S.G., Turkin, I.K. (2016). Current problems of aeroelasticity and dynamics of structures of highly maneuverable unmanned aircraft. Moscow: MAI, 184 p. (in Russian)

20. Lebedev, A.A., Chernobrovkin, L.S. (1973). Flight dynamics of unmanned aircraft. Moscow: Mashinostroyeniye, 616 p. (in Russian)

Сведения об авторах

Акимов Владимир Николаевич, доктор технических наук, доцент, заместитель генерального директора – главный конструктор публичного акционерного общества «Долгопрудненское научно-производственное предприятие», mail@dnpp.biz.

Куприянова Янина Алексеевна, инженер-конструктор публичного акционерного общества «Долгопрудненское научно-производственное предприятие», janina.kuprianova@yandex.ru.

Парафесь Сергей Гаврилович, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры проектирования и прочности авиационно-ракетных и космических изделий Московского авиационного института, s.parafes@mail.ru.

Information about the authors

Vladimir N. Akimov, Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Deputy General Director – Chief Designer, Public Joint Stock Company “Dolgoprudny Research and Production Enterprise”, mail@dnpp.biz.

Yanina A. Kupriyanova, Design Engineer, Public Joint Stock Company “Dolgoprudny Research and Production Enterprise”, janina.kuprianova@yandex.ru.

Sergey G. Parafes', Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Professor of the Design and Strength of Aircraft, Rocket and Space Products Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), s.parafes@mail.ru.

Поступила в редакцию
Одобрена после рецензирования
Принята в печать

29.11.2023
24.01.2024
21.03.2024

Received
Approved after reviewing
Accepted for publication

29.11.2023
24.01.2024
21.03.2024

УДК 629.7.015.4

DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-2-60-68

Experimental studies of the impact of fluid sloshing in the tank on the dynamic characteristics of the “wing model – fuel tank” system

G.B. Vardanyan¹, A.S. Kochetov¹, Y.V. Petrov¹

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

Abstract: Flexible response of the airframe structural elements under operational loads are one of the main sources of fatigue damage accumulation. It is known that fuel sloshing in tanks can change the dynamic (frequencies and shapes of natural oscillations) and dissipative properties (oscillation damping decrements) of an elastic system, including partially or completely fuel-filled tanks. It is specified that fuel sloshing in tanks due to the additional oscillation energy dissipation of the elastic system can have a significant impact on both the fatigue and aeroelastic characteristics of aircraft structural elements. Theoretical and experimental studies, applicable to the majority of currently operating transport aircraft, have shown that when modeling dynamic phenomena and solving aeroelasticity problems, fuel can be considered conditionally solidified, which actually does not affect the resultant effect. The advent of modern heavy transport aircraft with a high aspect ratio wing and four engines on pylons under the wing has led to a considerable change in the dynamic picture of the aircraft interaction with the environment. The main feature is that, under this arrangement, the first horizontal bending mode of the wing is embedded in the main flexible modes that determine the dynamic response to external effects. In this case, the model of solidified fuel can have a significant impact on the accuracy of predicting dynamic loads and, as a consequence, on the quantitative characteristics of durability and aeroelasticity. The article presents the results of experimental studies of the impact of fluid sloshing in the tank on the dynamic characteristics (frequencies of natural oscillations and amplitudes of forced oscillations) of the “wing model – fuel tank” system. The design of the experimental installation and the methodology of conducting experiments are described. During the experiment, the tank was partially filled with liquid or full, and horizontal bending modes of the wing model, for which considering liquid sloshing in the tank is the most relevant, were studied. The tank refueling levels are determined at which the maximum effect of the system oscillation damping is achieved due to energy dissipation under liquid sloshing. The effect of various factors (presence of a top cover, internal structural frame, perforation in the structural frame) on the amplitudes and frequencies of forced oscillations is analyzed.

Key words: liquid sloshing, dynamic characteristics, oscillatory frequency and amplitude, frequency response.

For citation: Vardanyan, G.B., Kochetov, A.S., Petrov, Y.V. (2024). Experimental studies of the impact of fluid sloshing in the tank on the dynamic characteristics of the “wing model – fuel tank” system. Civil Aviation High Technologies, vol. 27, no. 2, pp. 60–68. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-2-60-68

Экспериментальные исследования влияния подвижности жидкости в баке на динамические характеристики системы «модель крыла – топливный бак»

Г.Б. Варданян¹, А.С. Кочетов¹, Ю.В. Петров¹

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

Аннотация: Упругие колебания элементов конструкции планера самолета при действии эксплуатационных нагрузок являются одним из основных источников накопления усталостных повреждений. Известно, что подвижность топлива в баках может изменять динамические (частоты и формы собственных колебаний) и диссипативные (декременты затухания колебаний) свойства упругой системы, включающей баки, частично или полностью заполненные топливом. При этом волновое движение топлива в баках за счет дополнительной диссипации энергии колебаний упругой системы может оказывать существенное влияние как на усталостные, так и на аэроупругие характеристики элементов конструкции воздушного судна. Теоретические и экспериментальные исследования применительно к большинству эксплуатирующихся в настоящее время транспортных самолетов показали, что топливо при моделировании

динамических явлений и решении задач аэроупругости можно рассматривать условно затвердевшим, что фактически не влияет на конечный результат. Появление современных тяжелых транспортных самолетов с крылом большого удлинения и четырьмя двигателями на пилонах под крылом привело к существенному изменению динамической картины взаимодействия ЛА с окружающей средой. Основная особенность заключается в том, что при данной компоновке в число основных упругих тонов, определяющих динамическую реакцию на внешние воздействия, входит первый тон горизонтально-изгибных колебаний крыла. В этом случае модель затвердевшего топлива может оказать существенное влияние на точность прогнозирования динамических нагрузок и, как следствие, на количественные показатели долговечности и аэроупругости. В статье приводятся результаты экспериментальных исследований влияния подвижности жидкости в баке на динамические характеристики (частоты собственных колебаний и амплитуды вынужденных колебаний) системы «модель крыла – бак». Описана конструкция экспериментальной установки и методика проведения экспериментов. В процессе эксперимента бак частично или полностью заполнялся жидкостью, исследовались горизонтально-изгибные формы колебаний модели крыла, для которых учет подвижности жидкости в баке наиболее актуален. Определены уровни заправки бака, при которых достигается наибольший эффект демпфирования колебания системы за счет рассеивания энергии при волновом движении жидкости. Проанализировано влияние различных факторов (наличие верхней крышки, внутреннего силового набора, перфорации в силовом наборе) на амплитуды и частоты вынужденных колебаний.

Ключевые слова: волновое движение жидкости, динамические характеристики, частота и амплитуда колебаний, амплитудно-частотные характеристики.

Для цитирования: Варданян Г.Б., Кочетов А.С., Петров Ю.В. Экспериментальные исследования влияния подвижности жидкости в баке на динамические характеристики системы «модель крыла – топливный бак» // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 2. С. 60–68. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-2-60-68

Introduction

Elastic modes of the airframe structural elements under operational loads are one of the main sources of fatigue damage accumulation. Some theoretical and experimental studies for tanks of different shape show [1–16], that fluid sloshing in the tank can change frequencies and shapes of free oscillations of technical objects with cavities which are partially or completely filled with liquid. Furthermore, under certain conditions, a level and frequency of loads, acting on the structure due to liquid sloshing, vary substantially, which impacts the magnitude of fatigue damage accumulation in the structural elements. Fuel sloshing in the tanks also impacts aeroelastic characteristics of aircraft structural elements [2, 3].

Numerous theoretical and experimental studies, applicably to majority of operating transport aircraft, showed that while solving dynamic problems, fuel can be considered conditionally solidified which, in fact, does not impact a resulting effect. The advent of modern heavy transport aircraft with a high aspect ratio wing and four engines on pylons under the wing has led to a considerable change in the dynamic picture of the aircraft interaction with the environment. The main feature is that, under this

arrangement, the first horizontal bending mode of the wing is embedded in the number of elastic eigentones that determine the dynamic response to external effects. In this case, in conformity with the studies [2, 3], a model of solidified fuel can have a significant effect on the accuracy of predicting dynamic loads and, as a consequence, on the quantitative characteristics of durability.

Known analytical solutions do not make it possible to adequately respond to a variety of key issues: how a level of refueling the fuel tank impacts the dynamic and dissipative characteristics of the “wing – tank” system on the whole; how to evaluate magnitudes of partial logarithmic decrements of fuel sloshing damping in tanks for the use in mathematical modeling; to identify the most rational design schematization of tanks while modeling; to define the extent of upper wing panel impact on fuel sloshing in tanks regarding various levels of refueling.

Experimental techniques

The experiment is dedicated to the solution of some of the stated issues. The schematic diagram of the experimental installation, designed to investigate the impact of fuel sloshing in the tanks, is given in Figure 1.

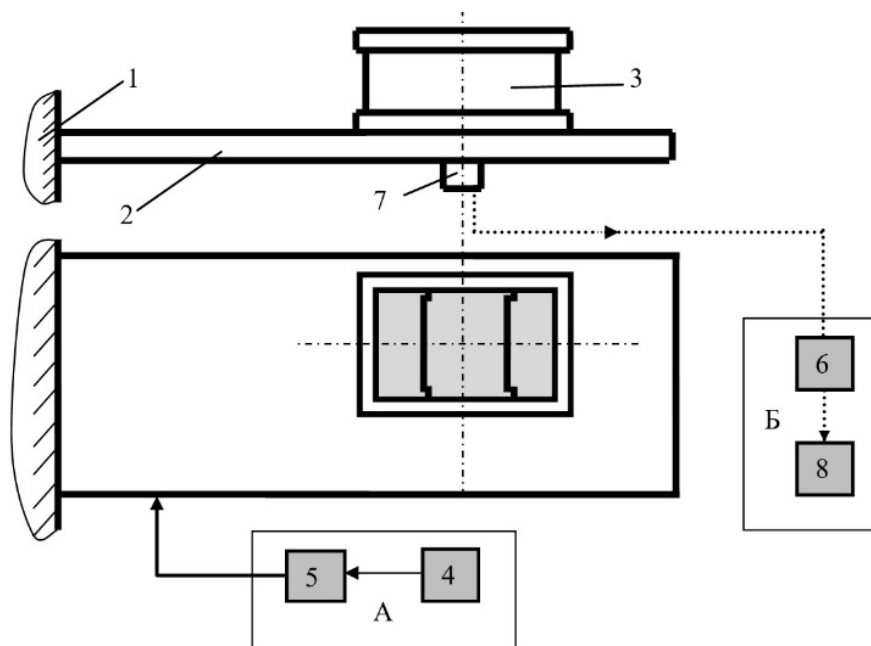


Fig. 1. Schematic diagram of the experimental installation

A beam 2, modeling the aircraft wing which inertia-mass and rigidity parameters are known, is tightly fixed on the massive basis 1. A tank 3, manufactured from duralumin plates with the upper organic plastic cap, is installed on the beam. The tank presents a geometrically alike fragment of an integral fuel tank of a heavy transport aircraft. An integral fuel tank is schematized by a rectangular parallelepiped. A capability to install up to five additional ribs (partitions) inside the tank is provided. A rib set comprises complete walls as well as perforated walls of different aggregate area. The tank was filled with water.

A unit of excitation A (fig. 1) energizes a generator of signals 4 and an electric dynamic vibration exciter 5. Forced harmonic beam vibrations in the horizontal plane within a frequency range of $f_B = 2.5 \dots 4.5$ hz, inside which there is free frequency of the first horizontal bending mode of the beam with an empty tank, were excited by the unit A. A recorder unit B activates sensors of vibratory displacement 7, an amplifier of signal 6 and a recording device 8. Processing of measurement outputs was conducted in compliance with GOST P 8.736-2011.

The methodology of conducting the experiment was as follows.

In the first phase, dynamic and dissipative characteristics of a beam with an empty tank were identified, amplitude-frequency response diagrams were built. Thereupon, liquid (water) was poured into a tank, and new amplitude-frequency response systems, containing a cavity partially water-filled which generates wave sloshing, were built. Parameters of an equivalent mechanical analog, which were used to form equations of the disturbed motion for the system “wing model – tank with liquid” and to perform theoretical calculations, are computed under the certain geometrical tank sizes and the assigned level of refueling according to the familiar methodology [2, 17, 18]. The parameters of the mechanical analog were also identified experimentally in accordance with the resonant method. A pitch of the refueling level variation amounted to $\Delta \bar{G}_T = \frac{\Delta G_T}{G_{T0}} = 0.1$, where ΔG_T –

weight of additionally poured water into the tank, G_{T0} – water weight in the full tank. The system characteristics were additionally investigated while using a model of solidified fuel.

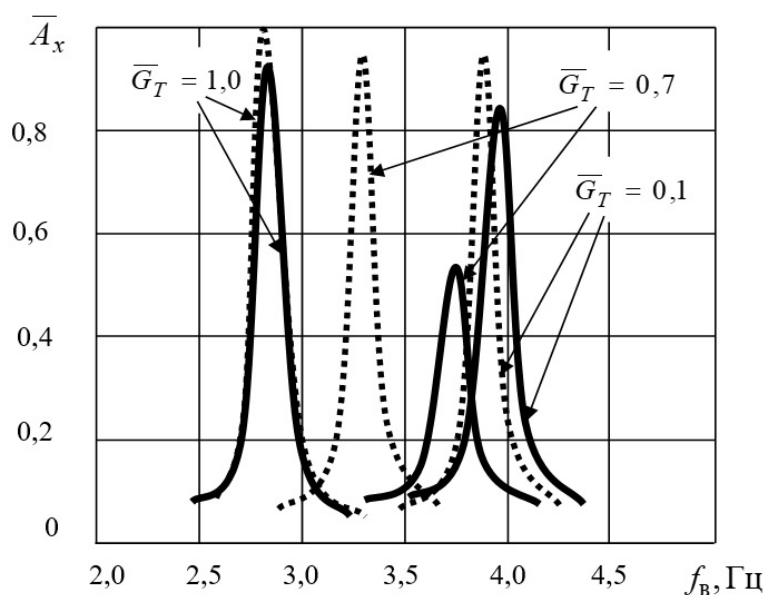


Fig. 2. Normalized amplitude-frequency responses of horizontal beam oscillations at the location of the vibration displacement sensor installation (solid line – sloshing liquid, dashed line – conditionally solidified liquid)

In this case, cargo, weighing G_{T0} , was put into the tank.

Experimental findings

Main experimental findings are given in Figures 2...5. Figure 2 shows normalized amplitude-frequency responses at the location of the vibration displacement sensor installation of the dynamic system under consideration in the area of the first horizontal bending mode under different refueling levels $\bar{G}_T = \frac{G_T}{G_{T0}}$, where G_T –

weight of the filled-tank water.

An analysis of results show that fluid sloshing has a more significant impact on the dynamic (eigen frequencies) and dissipative (response amplitude) parameters of the elastic system under average refueling ($\bar{G}_T = 0.7$). Under low tank refueling ($\bar{G}_T = 0.1$) and for full tanks ($\bar{G}_T = 1.0$), the impact of liquid sloshing can be initially not considered and can be regarded as conditionally solidified.

The variation of the beam eigen frequency with a tank by the first horizontal bending mode

$$\bar{\Omega}_{\Gamma\Pi} = \frac{\Omega_i}{\Omega_0} \quad (\Omega_i - \text{eigen frequency at the interim}$$

fueling level, Ω_0 – the beam eigen frequency with an empty tank) from the refueling level $\bar{G}_T$ is illustrated in Figure 3. The analysis of findings proves satisfactory convergence of the calculation and the experiment.

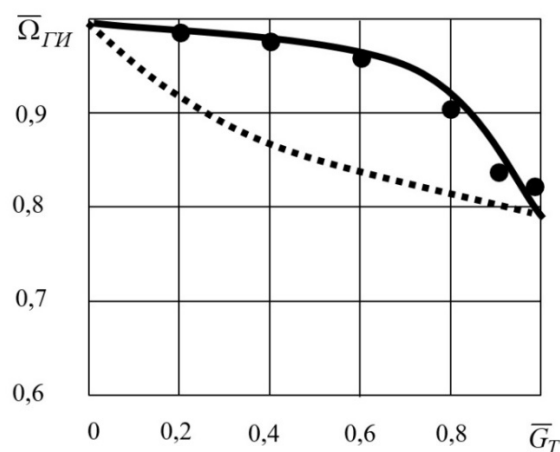


Fig. 3. Dependence of the relative beam eigen frequency with the tank $\bar{\Omega}_{\Gamma\Pi}$ on the level of tank refueling $\bar{G}_T$ (solid line – the calculation considering liquid sloshing; dashed line – the calculation with solidified liquid; dots – experimental data)

The impact of the inner set (ribs) on the dynamic characteristics of the “wing model – fuel tank” system and the parameters of the mechanical analog was evaluated in the course of the experiment as well. In particular, Figure 4 shows the function graphs $\Omega_{\Gamma H} = f(\bar{G}_T)$, where $\Omega_{\Gamma H}$ – eigen frequency of the first-mode horizontal bending beam oscillations with a tank; $\bar{G}_T$ – the refueling level. In conformity with the function graphs, while schematizing a real tank structure, a series of its compartments (2...5) can be combined into groups for which the impact of inner ribs can be disregarded.

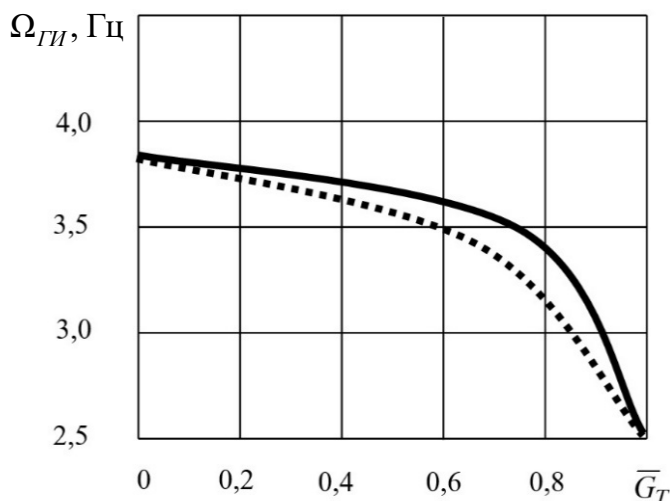


Fig. 4. Dependence of the beam eigen frequency with the tank $\Omega_{\Gamma H}$ on the level of refueling the tank $\bar{G}_T$ (solid line – a tank without ribs; dashed line – a tank with five ribs)

The experimental definition of logarithmic decrements of liquid sloshing damping under its wave motion in the tank is of paramount importance, as all the existing analytical methods are merely applicable for specific tank shapes with smooth walls. In the experiment, the logarithmic decrements of oscillation damping of the “wing model – tank with liquid” system were identified. The partial logarithmic decrement of the main mode liquid sloshing damping was calculated analytically using experimental data. For this purpose, a two-mass calculation model of the system was used: a single mass beam model

with the reduced mass to the center of tank gravity as well as a single mass pendulum model of wave liquid motion. To be based on processing the experimental oscillograph charts of free mode of the system, partial frequencies as well as the logarithmic decrements of beam oscillations damping (empty tank) of the eigentone and the whole system under different levels of tank refueling were obtained. The design model allows us to compute the partial decrement of the pendular oscillator vibration damping. As a result, an array of data was derived: a level of tank refueling $\bar{G}_T$ – the partial logarithmic decrement of the pendular oscillator vibration damping δ_T , modeling fuel sloshing. In order to obtain an analytical dependence, the method of least-squares was used.

The results, given in Figure 5, are in the form of the dependence of the logarithmic liquid sloshing damping decrement in the tank by the first mode δ_T of wave motion in the horizontal plane on the refueling level $\bar{G}_T$, where the curve, obtained according to the empirical formula $\delta_T = 0.08 + 0.2\bar{G}_T^3$, is presented by a solid line. Experimental data is shown by dots in the picture. The empiric formula can be used while conducting preliminary evaluation calculations of aeroelastic and strength characteristics of the aircraft with fuel sloshing in tanks.

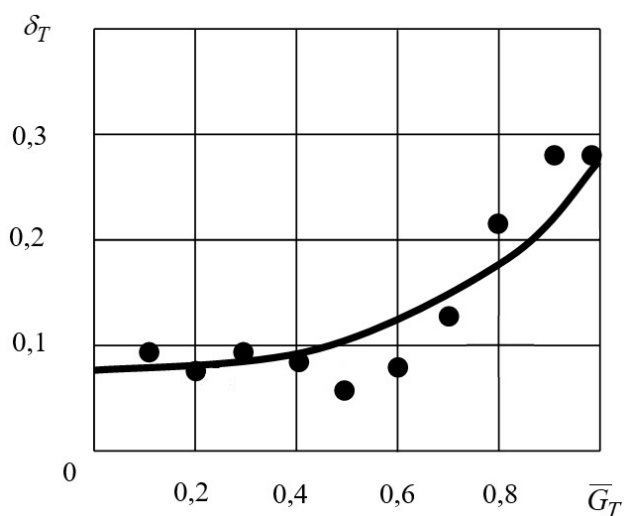


Fig. 5. Dependence of the logarithmic oscillation damping decrement δ_T on the refueling level $\bar{G}_T$

Conclusion

The findings revealed that considering liquid (fuel)sloshing in the tanks under the horizontal bending mode of the outer wing can significantly specify its dynamic response to the external disturbing effects. The impact of the tank refueling level on both eigen frequencies as well as the dissipative parameters of the system was evaluated. The empirical formula to calculate the partial logarithmic decrement of liquid sloshing damping under horizontal bending wing modes which can be used while preliminary mathematical modeling.

References

1. **Goncharov, D.A., Pozhalostin, A.A.** (2021). Experimental study of axisymmetric vibrations of a liquid in a cylindrical vessel with a porous partition. *Russian Aeronautics*, vol. 64, no. 1, pp. 71–77. DOI: 10.3103/S1068799821010098
2. **Borodkin, S.F., Kiselev, M.A., Ovchinnikov, V.V., Petrov, Yu.V.** (2022). The impact of fuel fluidity in wing tanks on the aeroelasticity characteristics of an aircraft. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatcionnaya tekhnika*, no. 4, pp. 4–11. (in Russian)
3. **Ovchinnikov, V.V., Petrov, Yu.V.** (2017). Numerical methods for studying the aeroelasticity of aircraft. Moscow: Izdatel'nyi Dom Akademii imeni N.Ye. Zhukovskogo, 160 p. (in Russian)
4. **Kaneko, Sh., Nakamura, T., Inada, F., Kato, M., Ishihara, K., Nishihara, T., Langthjem, M.A.** (Ed.). (2014). Flow-induced vibrations. Classifications and lessons from practical experiences. 2nd ed. Chapter 8: Vibrations in fluid–structure interaction systems. Academic Press, pp. 359–401. DOI: 10.1016/B978-0-08-098347-9.00008-4
5. **Wang, Y., Ruan, C., Lu, S., Li, Z.** (2023). A study on the movement characteristics of fuel in the fuel tank during the maneuvering process. *Applied sciences*, vol. 13, issue 15, ID: 8636. DOI: 10.3390/app13158636 (accessed: 04.11.2023).
6. **Dyachenko, M.I., Hung, N.D., Temnov, A.N.** (2017). Fluctuations of liquid fuel in tanks with oil recovery units. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, vol. 16, no. 2, pp. 23–25. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-23-35 (in Russian)
7. **Kalinichenko, V.A., Soe, A.N.** (2015). Experimental study of coupled vibrations of a vessel with liquid. *Vestnik MGTU imeni N.E. Bauman. Seriya Yestestvennyye nauki*, no. 1 (58), pp. 14–25. (in Russian)
8. **Buzhinskii, V.A.** (2020). Fluid oscillations in cylindrical tanks with longitudinal damping partitions. *Fluid Dynamics*, vol. 55, no. 1, pp. 7–19. DOI: 10.31857/S0568528119060033
9. **Krechko, A.V., Krikunov, V.A., Krechko, I.V.** (2019). Impact of transverse partitions on the longitudinal stability of tanker. In: *Sovremennyye prikladnyye issledovaniya: materialy tretyey natsionalnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii*. Novocherkassk: Yuzhno-Rossiyskiy gosudarstvennyy politekhnicheskii universitet (NPI) imeni M.I. Platova, pp. 126–129. (in Russian)
10. **Popkov, A.A.** (2020). Analysis of the dynamic behavior of the damping partition in the launch vehicle tank. In: *Teoriya i praktika sovremennoy nauki: sbornik statey Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii*. In 2 parts, part 1, pp.71–75. (in Russian)
11. **Bukreev, V.I., Chebotnikov, A.V.** (2015). Water waves in a longitudinally oscillating container. *Fluid Dynamics*, vol. 50, no. 3, pp. 435–441.
12. **Shamsoddini, R.** (2018). Numerical investigation of vertical and horizontal baffle effects on liquid sloshing in a rectangular tank using an improved incompressible smoothed particle hydrodynamics method. *Journal of Computational and Applied Research in Mechanical Engineering*, vol. 8, no. 2, pp. 177–187. DOI: 10.22061/jcarme.2019.2437.1231
13. **Dalmon, A., Lepilliez, M., Tanguy, S. et al.** (2019). Comparison between the FLUIDICS experiment and direct numerical sim-

ulations of fluid sloshing in spherical tanks under microgravity conditions. *Microgravity Science and Technology*, vol. 31, no. 1, pp. 123–138. DOI: 10.1007/s12217-019-9675-4

14. Pozalostin, A.A., Goncharov, D.A. (2020). Longitudinal vibrations of a system of the liquid filled thin-walled rods. *Natural and technical sciences*, no. 6, pp. 14–17. (in Russian)

15. Pozalostin, A.A., Goncharov, D.A. (2018). Experimental and analytical method for determining the logarithmic decrement of vibrations for the case of axisymmetric vibrations of an elastic tank with liquid. *Natural and technical sciences*, no. 6 (120), pp. 93–94. (in Russian)

16. Bondarenko, A.Yu., Lixoded, A.I., Sidorov, V.V. (2020). Modeling of a space-rocket structures when subjected to active forces by mechanical analogs. *Mathematical Models and Computer Simulations*, vol. 32, no. 8, pp. 106–118. DOI: 10.20948/mm-2020-08-07 (in Russian)

17. Pozalostin, A.A. (2019). Mechanical analogies and vibrations of a tank with liquid. *Problemy Mashinostroyeniya i Nadezhnosti Mashin*, no. 7, pp. 15–19. DOI: 10.1134/S0235711919070095 (in Russian)

18. Vin, K., Temnov, A.N. (2019). Oscillations of a three-layer viscous fluid in a stationary tank. *Engineering journal: science and innovation*, no. 7 (91), 17 p. DOI: 10.18698/2308-6033-2019-7-1895 (accessed: 04.11.2023). (in Russian)

Список литературы

1. Гончаров Д.А., Пожалостин А.А. Исследования осесимметричных колебаний жидкости в цилиндрическом сосуде с пористой перегородкой // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2021. № 1. С. 66–71.

2. Овчинников В.В. Влияние подвижности топлива в баках на характеристики аэроупругости воздушного судна / В.В. Овчинников, С.Ф. Бородкин, М.А. Киселев, Ю.В. Петров // Известия высших учебных

заведений. Авиационная техника. 2022. № 4. С. 4–11.

3. Овчинников В.В., Петров Ю.В. Численные методы исследования аэроупругости летательных аппаратов. М.: ИД Академии имени Н.Е. Жуковского, 2017. 160 с.

4. Flow-induced vibrations. Classifications and lessons from practical experiences. 2nd ed. Chapter 8: Vibrations in fluid–structure interaction systems / Под ред. Sh. Kaneko, T. Nakamura, F. Inada, M. Kato, K. Ishihara, T. Nishihara, M.A. Langthjem. Academic Press, 2014. Pp. 359–401. DOI: 10.1016/B978-0-08-098347-9.00008-4

5. Wang Y. A Study on the movement characteristics of fuel in the fuel tank during the maneuvering process / Y. Wang, C. Ruan, S. Lu, Z. Li [Электронный ресурс] // Applied sciences. 2023. Vol. 13, iss. 15. ID: 8636. DOI: 10.3390/app13158636 (дата обращения: 04.11.2023).

6. Дьяченко М.И., Хунг Н.З., Темнов А.Н. О движении несжимаемой жидкости в топливных баках с заборными устройствами // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 2. С. 23–25. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-23-35

7. Калиниченко В.А., Со А.Н. Экспериментальное исследование связанных колебаний сосуда с жидкостью // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия Естественные науки. 2015. № 1 (58). С. 14–25.

8. Бужинский В.А. Колебания жидкости в цилиндрических баках с продольными демпфирующими перегородками // Известия РАН. Механика жидкости и газа. 2020. № 1. С. 9–21. DOI: 10.31857/S0568528119060033

9. Кречко А.В., Крикунов В.А., Кречко И.А. Влияние поперечных перегородок на продольную устойчивость автоцистерны // Современные прикладные исследования: материалы третьей национальной научно-практической конференции. Шахты, 16–19 апреля 2019 г. Новочеркасск: Южно-Российский государственный политехниче-

ский университет (НПИ) им. М.И. Платова, 2019. С. 126–129.

10. Попков А.А. Анализ динамического поведения демпфирующей перегородки в баке ракеты-носителя // Теория и практика современной науки: сборник статей Международной научно-практической конференции. В 2 ч. Ч. 1. Пенза, 17 июня 2020 г. Пенза: МЦНС «Наука и Просвещение», 2020. С. 71–75.

11. Букреев В.И., Чеботников А.В. Волны на воде в продольно колеблющемся контейнере // Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа. 2015. № 3. С. 140–147.

12. Shamsoddini R. Numerical investigation of vertical and horizontal baffle effects on liquid sloshing in a rectangular tank using an improved incompressible smoothed particle hydrodynamics method // Journal of Computational and Applied Research in Mechanical Engineering. 2018. Vol. 8, no. 2. Pp. 177–187. DOI: 10.22061/jcar.me.2019.2437.1231

13. Dalmon A., Lepilliez M., Tanguy S. et al. Comparison between the FLUIDICS experiment and direct numerical simulations of fluid sloshing in spherical tanks under microgravity conditions // Microgravity Science and Technology. 2019. Vol. 31, no. 1. Pp. 123–138. DOI: 10.1007/s12217-019-9675-4

14. Пожалостин А.А., Гончаров Д.А. Определение декремента колебаний жидкости в цилиндрическом сосуде с упругим плоским днищем // Естественные и технические науки. 2020. № 6 (144). С. 14–17.

15. Пожалостин А.А., Гончаров Д.А. Экспериментально-аналитический метод определения логарифмического декремента колебаний для случая осесимметричных колебаний упругого бака с жидкостью // Естественные и технические науки. 2018. № 6 (120). С. 93–94.

16. Бондаренко А.Ю., Лиходед А.И., Сидоров В.В. Построение механических аналогов подконструкций с учетом действующих на них активных сил // Математическое моделирование. 2020. Т. 32, № 8. С. 106–118. DOI: 10.20948/mm-2020-08-07

17. Пожалостин А.А. Механические аналогии и колебания бака с жидкостью // Проблемы машиностроения и надежности машин. 2019. № 7. С. 15–19. DOI: 10.1134/S0235711919070095

18. Вин К., Темнов А.Н. Колебания вязкой трехслойной жидкости в неподвижном баке [Электронный ресурс] // Инженерный журнал: наука и инновации. 2019. № 7 (91). С. 1–17. DOI: 10.18698/2308-6033-2019-7-1895 (дата обращения: 04.11.2023).

Information about the authors

Georgiy B. Vardanyan, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Technical Mechanics and Engineering Graphics Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, g.vardanyan@mstuca.aero.

Aleksander S. Kochetov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Technical Mechanics and Engineering Graphics Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, a.kochetov@mstuca.aero.

Yuriy V. Petrov, Doctor of Technical Sciences, Professor, The Head of the Technical Mechanics and Engineering Graphics Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, doctor561@rambler.ru.

Сведения об авторах

Варданын Георгий Бенурович, кандидат технических наук, доцент кафедры технической механики и инженерной графики МГТУ ГА, g.vardanyan@mstuca.aero.

Кочетов Александр Сергеевич, кандидат технических наук, доцент кафедры технической механики и инженерной графики МГТУ ГА, a.kochetov@mstuca.aero.

Петров Юрий Владимирович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой технической механики и инженерной графики МГТУ ГА, doctor561@rambler.ru.

Поступила в редакцию	01.12.2023	Received	01.12.2023
Одобрена после рецензирования	10.01.2024	Approved after reviewing	10.01.2024
Принята в печать	21.03.2024	Accepted for publication	21.03.2024

УДК 629.7:681.5

DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-2-69-79

Алгоритм комплексирования изображений при групповом применении беспилотных воздушных судов

Н.В. Левшонков¹, И.М. Нафиков¹, Я.В. Ларюхина¹

*Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева, г. Казань, Россия*

Аннотация: В настоящее время непрерывно расширяется область применения беспилотных воздушных судов. Перспективной областью совершенствования беспилотных воздушных судов является осуществление при выполнении управляемого полета некоторых групповых действий. В настоящей работе рассмотрены некоторые вопросы группового применения беспилотных воздушных судов, связанные с организацией согласованного планирования и управления беспилотными воздушными судами, выполняющими задачи наблюдения. Выполнение поисковых работ с воздуха технически осложнено необходимостью распознать объект поиска в произвольных условиях, которые могут быть как простыми, так и сложными. Область поиска ограничена техническими возможностями беспилотного воздушного судна, поэтому с целью повышения эффективности поисковых работ беспилотные воздушные суда объединяются в группы. Предлагается алгоритм решения задачи поиска объекта в произвольных условиях группой беспилотных воздушных судов. Преимуществом группового поиска беспилотными воздушными судами является охват района поиска большей площади за условную единицу времени. В настоящей работе рассматривается технический облик беспилотного воздушного судна, содержащий как средства осуществления группового полета, так и систему технического зрения. Изображение, получаемое системой технического зрения, является одновременно источником навигационной информации и средством, достоверно определяющим результат поисковых работ. В зависимости от условий проведения поисковых работ изображение, получаемое системой технического зрения, может потребовать дополнительной обработки для применения по назначению. Предложен алгоритм комплексирования, отличающийся адаптивной настройкой параметров в каждом кадре индивидуально для различных фрагментов изображения. На основе полученных результатов планируется создать новый продукт для коммерческой эксплуатации беспилотных воздушных судов.

Ключевые слова: беспилотное воздушное судно, групповое применение, автономное управление, системы улучшенного видения, комплексирование изображений, поисковые работы.

Для цитирования: Левшонков Н.В., Нафиков И.М., Ларюхина Я.В. Алгоритм комплексирования изображений при групповом применении беспилотных воздушных судов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 2. С. 69–79. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-2-69-79

Image fusion algorithm for the collaborative use of unmanned aerial vehicles

N.V. Levshonkov¹, I.M. Nafikov¹, Y.V. Laryukhina¹

¹Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev, Kazan, Russia

Abstract: Currently, the applicable scope of unmanned aircraft application is increasingly expanding. The promising field of unmanned aircraft enhancement is the implementation of some collaborative actions during controlled flight. This paper considers some issues of the group application of unmanned aerial vehicles (UAV) related to the coordinated planning and control of UAVs performing surveillance missions. Performing aerial search operations is technically complicated by the requirement to recognize a search object in arbitrary conditions, which can be both simple and severe environment. The search area is limited by the UAV capabilities, so, in order to improve the efficiency of search operations, UAVs are combined into groups. An algorithm for solving the problem of object search in arbitrary conditions by a group of unmanned aircraft is proposed. The advantage of search by a group of unmanned aircraft is the coverage of the larger search area in a conventional unit of time. This paper addresses the unmanned aircraft configuration, containing both the means of collaborative flight operation and a synthetic vision system. The

image obtained by the synthetic vision system is both a source of navigation information and a means which reliably determines the result of search operations. Depending on the conditions of search operations, the image obtained by the synthetic vision system may require additional processing to use as intended. A fusion algorithm is proposed, which is characterized by adaptive adjustment of parameters in each frame individually for different image fragments. Based on the results obtained, it is planned to create a new product for commercial operation of unmanned aircraft.

Key words: unmanned aerial vehicle, group application, autonomous control, enhanced vision systems, image fusion, search operations.

For citation: Levshonkov, N.V., Nafikov, I.M., Laryukhina, Y.V. (2024). Image fusion algorithm for the collaborative use of unmanned aerial vehicles. Civil Aviation High Technologies, vol. 27, no. 2, pp. 69–79. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-2-69-79

Введение

В настоящее время интерес к беспилотным воздушным судам (БВС) вызван их успешным применением при решении задач различных видов деятельности. К наиболее востребованным областям можно отнести аэрофотосъемку и картографию. Беспилотные летательные аппараты используются для съемки и создания высокоточных аэрофотографий и создания цифровых карт. А также в сельском хозяйстве для мониторинга растений, проведения агрохимического анализа почвы, контроля здоровья растений и определения потребности в удобрениях. Одной из востребованных является пожарная безопасность и лесозащита. БВС используются для быстрого обнаружения лесных пожаров и координации пожаротушения, а также для обнаружения опасных газов и контроля качества воздуха. Исследования и мониторинг окружающей среды являются экспериментальной областью изучения возможностей. В основном данная сфера изучает мониторинг изменений климата, зон природных парков, водных ресурсов, загрязнения воздуха и др. Также затрагивает сферу слежения и безопасности города на пляжах или в аэропортах. Идет активное развитие грузоперевозок и использование БВС для доставки грузов, посылок и медицинского снабжения в отдаленные районы, а также для экспресс-доставки в городских условиях. Успешное применение БВС зависит, в частности, от алгоритмов автоматизированного управления, в том числе при выполнении различных маневров. Под маневром в настоящей работе понимается вынужденное изменение положения центра для корректировки маршрута БВС

для обеспечения сохранности как самого аппарата, так и перевозимой полезной нагрузки. В условиях отсутствия экипажа на борту и при ограниченном участии оператора в управлении БВС решающее значение имеет точность и время выполнения маневров. Таким образом, актуальной задачей является принятие интеллектуальных решений по управлению БВС в нестационарных режимах полета.

В КНИТУ-КАИ внимание ученых направлено на групповые полеты БВС [1, 2]. Известны примеры, когда группы БВС привлекаются для мониторинга сухопутной области, морских акваторий, геологической разведки. В частности, интерес представляет поиск подвижных наземных объектов через обследование обширных областей на основе анализа изображений, принимаемых установленной на борту БВС фото- или видеокамерой. Преимуществом данного способа является объединение в единый кадр изображений, поступающих с различных точек, а также возможность комплексирования изображений, полученных в диапазонах видимого света и инфракрасного излучения.

Предполагается, что при выполнении полетного задания БВС функционирует в автоматизированном режиме, перемещается по сложным пространственно-временным траекториям и выполняет взлет/посадку под наблюдением оператора. В полетное задание поисковых работ входит так называемая область интереса – это предпочтительный район поиска. Рабочей гипотезой в настоящей работе является предположение, что согласованное групповое применение БВС существенно повышает производительность поиска [3, 4]. Решаемой проблемой является обес-

печение надежного управления группой и отдельными БВС в процессе поиска, в том числе при оперативном планировании и коррекции полета, и общей безопасности полетов. Также рассматривается проблема автоматизированной посадки беспилотного воздушного судна при сложных условиях, в том числе при «размывании» контуров мест посадки.

Для решения задачи выделения областей интереса и их обследования в отечественной литературе предлагаются различные подходы, такие как [5, 6]. Наибольшее распространение получили алгоритмы, основанные на трехмерной низкочастотной фильтрации [7–9]. Также рабочим методом является использование модификации комплексирования изображений с выделением локальных контуров [10–14].

Автоматизация поисковых работ группой БВС

В отечественной литературе выделяют несколько подходов (сценариев) к групповому применению БВС: на основе потенциального поля; «лидер – ведомый»; поведенческий; на основе консенсуса и пр. Для поисковых работ одним из перспективных сценариев группового применения БВС является сценарий автономного полета группы БВС от момента получения целевой задачи до сбора группы в области ожидания или конечного пункта маршрута. Преимуществами такого применения называют повышение производительности и сохранности БВС во время поисковых работ [15–18].

В настоящей работе применяется алгоритм решения, основанный на технологии анализа ситуаций, включающей процедуры формирования описаний объектов и отношений между ними, существенных для выполнения заданных целевых задач. Корректно составленное описание позволяет повысить вероятность обнаружения объекта поиска в областях интереса, а также учесть условия наблюдаемости объекта поиска и применить соответствующий алгоритм [19, 20].

Базовый сценарий поиска объектов группой БВС включает: назначение условий решения целевой задачи; назначение областей интереса; распределение БВС на группы и подгруппы; формирование маршрутов полета к областям интереса; сопровождение полета БВС оператором для облета препятствий и предотвращения столкновений; выполнение целевой задачи; перелет в зону ожидания или к посадочной площадке.

В соответствии с данным сценарием был разработан комплексный алгоритм поиска наземных мобильных объектов автономной группой БВС. Структура алгоритма представлена на рис. 1.

Поисковые работы производятся с соблюдением условий безопасного полета как для БВС, так и для окружающих. Поэтому в составе полетного задания необходимо иметь набор ограничений для зоны интереса, связанных с картой местности. Если для безопасности окружающих в большинстве случаев достаточно задать минимальную высоту полета, то для безопасности БВС необходимо предусмотреть пригодность для полета отдельных участников области интереса с известными препятствиями (деревья, рельеф, постройки) с учетом погодных условий.

Согласно требованиям стандартов единой системы программной документации полетное задание должно быть проанализировано на предмет ошибок ввода данных (например, зона интереса нулевой площади) и возможных конфликтов при выполнении полетного задания (например, недопустимое пересечение траекторий движения БВС разных групп).

После анализа на противоречивость необходимо провести проверку возможности выполнения полетного задания при доступном количестве БВС с учетом запаса полетного времени для каждого БВС. Зона интереса, введенная в составе полетного задания, предполагает некоторое количество БВС, необходимое для обнаружения целевого объекта за приемлемое время. В случае если доступное число БВС больше необходимого для выполнения поисковых работ в конкретной зоне интереса, то выделяется группа БВС.

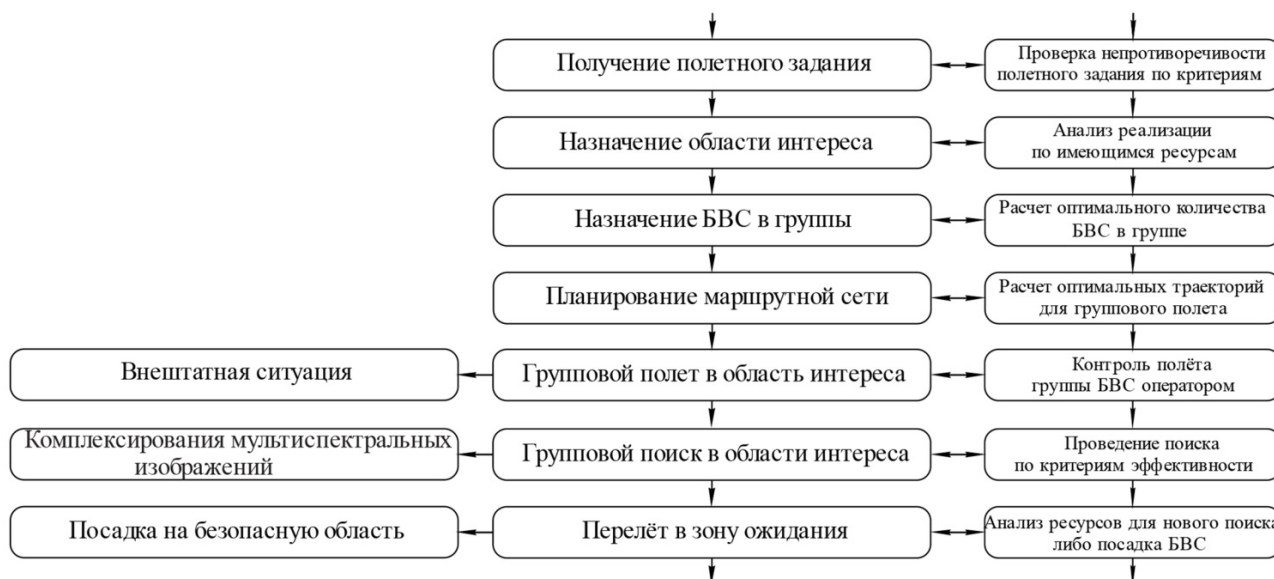


Рис. 1. Алгоритм группового поиска
Fig. 1. Algorithm for group search

Задача оптимизации для поисковых работ группой БВС может быть сформулирована следующим образом:

- 1) пусть количество всех БВС – N . При формировании полетного задания вся область поисковых работ разделяется на зоны интереса, для исследования которых затем БВС распределяются на подгруппы $i = 1, 2, \dots, I$ с численностью БВС $n = 1, 2, \dots, N$;
- 2) количество БВС в каждой подгруппе соответствует площади $S_{инт}$ заданной области интереса;
- 3) производительности каждого БВС равны W_T ;
- 4) рассчитывается теоретическое время, затрачиваемое каждой подгруппой на выполнение полетного задания:

$$T = t_1 + \frac{S_{инт}}{W_T \cdot n} + t_2, \quad (1)$$

где t_1 – время полета до области интереса; S_n – площадь области интереса; t_2 – время возврата из области интереса;

- 5) наилучшим является распределение БВС по подгруппам, которое удовлетворяет критерию

$$T_{опт} = \min_{i \in I} \max_{n \in N} \{T\}.$$

Для планирования маршрутов каждой подгруппы БВС используется сценарий для имитации перемещения БВС по области интереса. В сценарии моделируется перемещение группы БВС с обиганием статических препятствий и подвижных объектов, например другой подгруппы БВС. Моделирование перемещения группы БВС производится с учетом динамически изменяемых характеристик БВС.

Техническое состояние БВС контролируется с наземного пункта управления через телеметрические данные. Однако успех поисковых работ также зависит от технических возможностей бортового оборудования БВС. Недостаточно иметь только камеру с высоким разрешением и стабильный канал связи с наземным пунктом управления, так как БВС может пролететь над целевым объектом, не распознав его. Следовательно, успешное выполнение задания на поисковые работы зависит от применяемых алгоритмов обработки изображений на борту БВС.

При внештатных ситуациях перехват на ручное управление не является выполнимым. Для обеспечения безопасности групп БВС на основе анализа комплексирования мультиспектральных изображений определяется безопасная область посадки для группы.

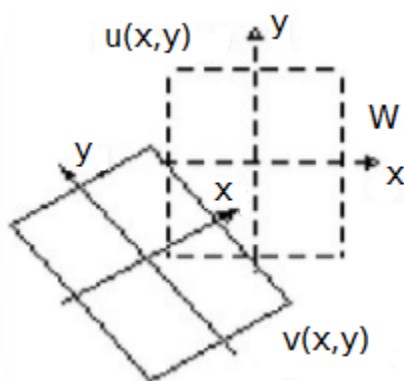


Рис. 2. К описанию метода комплексирования изображений
Fig. 2. To the description of the image fusion method

Алгоритм комплексирования мультиспектральных изображений

Будем полагать, что задача состоит в получении комбинированного полутонового изображения, поскольку при наличии исходных цветовых компонент полутоновый результат комплексирования может быть подставлен в яркостной канал в цветовом пространстве $YCbCr$ для формирования цветного кадра. Кроме того, ограничимся задачей комплексирования только двух исходных изображений, так как согласно работам [21, 22] в некоторых случаях целесообразно производить комплексирование изображений лишь двух различных каналов, даже если оптико-электронная система содержит большее количество сенсоров. Также следует отметить, что на данном этапе исходные изображения являются геометрически совмещенными.

Общая структура предлагаемого алгоритма комплексирования мультиспектральных изображений имеет следующий вид:

- 1) в координатах u, v для каждого пикселя откладывается исходная точка $(u(x, y), v(x, y))$, где $x = \overline{1, X}$, $y = \overline{1, Y}$ – координаты пикселей, X, Y – размеры изображения;
- 2) определяются значения опорных точек $u_b(x, y)$ и $v_b(x, y)$;
- 3) формируется карта углов поворота палитры $\varphi(x, y)$;
- 4) рассчитываются длины $R(x, y)$ проекций отрезков между исходной и опорной точкой на направлении $\varphi(x, y)$;
- 5) производится линейное преобразование для согласования значений $R(x, y)$ с динамическим диапазоном 8-битных полутоновых изображений $\overline{0, 255}$.

В работе описан метод комплексирования изображений с оценкой информативности. На одном из этапов этого алгоритма для исходных изображений $u(x, y)$ и $v(x, y)$ производится расчет локальных среднеквадратических отклонений $s_u(i, j)$ и $s_v(i, j)$ центрального пикселя квадратного окна со стороной W . Для изображения $u(x, y)$ производится операция (рис. 2)

$$s_u(i, j) = \frac{1}{W^2} \sqrt{\sum_{x=(i-1)\frac{W-1}{2}+1}^{(i+1)\frac{W-1}{2}+1} \sum_{y=(j-1)\frac{W-1}{2}+1}^{(j+1)\frac{W-1}{2}+1} \left(u\left(i\frac{W+1}{2}, j\frac{W+1}{2}\right) - u(x, y) \right)^2}, \quad (2)$$

где $i = \overline{1, \lfloor 2X/W \rfloor}$, $j = \overline{1, \lfloor 2Y/W \rfloor}$, оператор $\lfloor \cdot \rfloor$ означает округление в меньшую сторону, размер W выбирается нечетным. Значения $s_v(i, j)$ рассчитываются аналогичным образом по изображению v .

Карта углов низкого разрешения определяется по формуле

$$\varphi_{sa}(i, j) = \arctg\left(\frac{s_v}{s_u}\right). \quad (3)$$

На этом этапе данная карта углов может быть отфильтрована во времени с использованием карт углов предыдущих кадров видеопоследовательности для устранения эффектов мерцания, вызванных изменениями снимаемой сцены.

Согласно формуле (2) циклический сдвиг производится в величину $(W - 1)/2$. Это позволяет уменьшить объем вычислений окна на один пиксель, притом что выигрыш вычислительных затратах достигается даже при еди-

ничном сдвиге за счет исключения процедуры перебора угла φ .

На следующем этапе производится расчет проекции вектора $\rho(\Delta u(x,y), \Delta v(x,y))$ на направлении $\varphi(x,y)$. Данная операция аналогична определению расстояния между опорной точкой и точкой отсчета, но соответствует случаю бесконечно большого значения параметра $\Delta\rho$.

Для решения данной задачи предлагается применять линейное преобразование вида

$$c(x,y) = 255 \frac{L}{q_{1-D}-q_D} (R(x,y) - q_D) + 255 \frac{1-L}{2}, \quad (4)$$

где L – коэффициент использования динамического диапазона, q_{1-D} и q_D – квантили изображения $\Delta u'$ по уровням $1 - D$ и D соответственно.

Если в конечном итоге требуется получить полутоновое изображение, то для обеспечения максимального контраста целесообразно принять $L = 1$. Если комплексирование производится для дальнейшей подстановки значений $c(x,y)$ в яркостной канал цветного изображения, то значение L выбирается в диапазоне $0,7 \div 0,9$. Уровень D определяет долю черных и белых пикселей с яркостями соответственно 0 и 255.

В ходе эксперимента с помощью бортовой камеры БВС были получены входные мультиспектральные изображения. Первоначально происходит вырезание фрагментов размером 256×256 пикселей из мультиспектральных изображений. При этом координаты вырезаемого фрагмента на мультиспектральных изображениях задаются единообразно. Размеры фрагментов могут быть произвольными, однако большие изображения требуют больше времени на обработку. Целью эксперимента является демонстрация работоспособности предложенных алгоритмов.

На рис. 3 показан пример исходных мультиспектральных изображений типовой сцены и полученных результатов комплексирования. Здесь буквами (а) и (б) обозначены изображения соответственно видимого и NIR-диапазона, (в) – результат комплексирования методом выделения локальных контра-

стов, (г) – результат применения предложенного алгоритма.

Из анализа рис. 3 видно, что на изображении (в) объекты в нижней части менее различимы, чем на изображении (г). Это связано с выбором угла φ , наилучшего для верхней части изображения, но не подходящего для нижней части. При этом использование разработанного алгоритма обеспечивает видимость объектов на изображении как в верхней части кадра, где наиболее информативным является канал видимого диапазона, так и в нижней части, где этот канал не несет полезной информации.

При использовании алгоритма комплексирования изображений для группового применения беспилотных воздушных судов были получены следующие результаты.

1. Улучшение качества изображений. Алгоритм комплексирования позволяет объединять несколько изображений, полученных от разных беспилотных воздушных судов, в одно общее изображение. Это позволяет значительно улучшить качество изображения, поскольку каждое изображение будет вносить свой вклад в итоговое изображение, устраняя тем самым ограничения, связанные с отдельными изображениями.

2. Широкий обзор. Благодаря групповому применению беспилотных воздушных судов и использованию алгоритма комплексирования изображений можно получить широкий обзор территории. Вместо того чтобы полагаться только на один беспилотный воз-

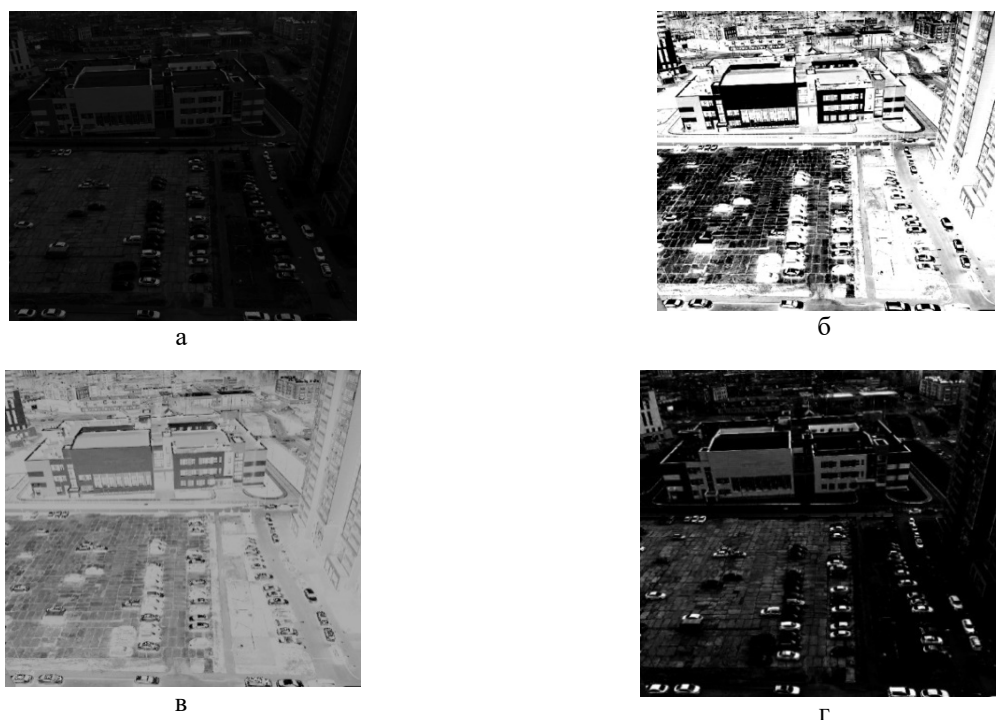


Рис. 3. Пример исходных и комплексированных изображений
Fig. 3. Examples of source and intergrated images

душный летательный аппарат, можно использовать несколько, чтобы получить более полную картину событий. Это особенно полезно для масштабных операций, таких как мониторинг дикой природы, поиск пропавших людей или обнаружение изменений на земной поверхности.

3. Увеличение эффективности и скорости работы. Когда несколько беспилотных воздушных судов работают вместе, можно снизить время, затрачиваемое на выполнение задачи. Они могут быть распределены по различным районам, что позволяет быстрее получать данные и осуществлять наблюдение. Алгоритм комплексирования позволяет собирать информацию, полученную от всех беспилотных воздушных судов, и комбинировать ее в один набор данных, что упрощает и ускоряет анализ.

4. Улучшение надежности. В случае, когда одно из беспилотных воздушных судов выходит из строя или теряет связь, другие воздушные суда могут продолжить работу. Это повышает надежность и устойчивость системы, поскольку несколько аппаратов мо-

гут работать совместно, чтобы достичь общей цели и сохранить непрерывность сбора данных.

В целом использование алгоритма комплексирования изображений для группового применения беспилотных воздушных судов позволяет улучшить качество изображений, расширить область наблюдения, увеличить эффективность работы и повысить надежность системы. Это делает такую систему более полезной и эффективной при выполнении множества задач, связанных с наблюдением и мониторингом.

Заключение

На сегодняшний день БВС получили широчайшее распространение по всему миру, и их мобильность позволяет им быть применимыми в любой деятельности. Область исследования групповых взаимодействий БЛС является перспективным и практически значимым направлением. К нему относятся в том числе задачи группового управления беспи-

лотными летательными аппаратами, исследование некоторых аспектов которых проводилось в рамках настоящей работы.

Рассмотренный подход позволяет осуществлять автоматическое нахождение областей интереса и построение траекторий полета БВС для эффективного наблюдения. Использование типовых (унифицированных) режимов сокращает объем работ оператора при организации планирования и управления БВС. Разработаны модификации алгоритма комплексирования изображений различных диапазонов с выделением локальных контрастов, требующие меньших вычислительных затрат и адаптивно изменяющие параметры обработки для обеспечения видимости объектов на различных участках изображения.

Пример на рис. 2 показывает, что в результате комплексирования изображений видимого и NIR-диапазона при помощи разработанного алгоритма удается обеспечить различимость объектов, не присутствующих на отдельно взятых и сходных изображениях.

Для реализации автономной посадки БВС с использованием СТЗ необходимо учитывать факторы, влияющие на визуальные признаки ориентиров. Для этого необходимо формировать и анализировать описания текущего состояния БВС, окружающей среды, а также особенности посадочной площадки.

Список литературы

1. **Гаинутдинова Т.Ю.** Модель формирования стаи для автономных летательных аппаратов / Т.Ю. Гаинутдинова, А.В. Гайнутдинова, М.В. Трусфус, В.Г. Гайнутдинов // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2020. № 3. С. 134–138.
2. **Афанасьев В.А., Дегтярев Г.Л., Мещанов А.С.** Формирование программных пространственных траекторий полета беспилотных летательных аппаратов // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2017. № 3. С. 29–37.
3. **Ким Н.В., Кузнецов А.Г., Крылов И.Г.** Применение систем технического зрения на беспилотных летательных аппаратах

в задачах ориентации на местности // Вестник МАИ. 2010. Т. 17, № 3. С. 6.

4. **Zhang Y., Zhang P.** Power control algorithm based on a cooperative game in user-centric unmanned aerial vehicle group [Электронный ресурс] // Complexity. 2021. ID: 7108198. 6 p. DOI: 10.1155/2021/7108198 (дата обращения: 08.02.2023).

5. **Бондаренко М.А., Дрынкин В.Н.** Оценка информативности комбинированных изображений в мультиспектральных системах технического зрения // Программные системы и вычислительные методы. 2016. № 1. С. 64–79. DOI: 10.7256/2305-6061.2016.1.18047

6. **Гриценко А.Е., Степашкин В.Н., Сельвесюк Н.И.** Алгоритм непрерывной автоматической коррекции пилотажно-навигационной системы беспилотного летательного аппарата на основе сквозной стереофотограмметрической обработки изображений от бортового многокадрового датчика // Научный Вестник МГТУ ГА. 2012. № 176. С. 128–133.

7. **Дрынкин В.Н., Фальков Э.Я., Царева Т.И.** Формирование комбинированного изображения в двухзональной бортовой авиационно-космической системе // Механика, управление и информатика. 2012. № 3 (9). С. 33–39.

8. **Зотин А.Г.** Улучшение визуального качества изображений, полученных в сложных условиях освещенности на основе инфракрасных данных / А.Г. Зотин, М.В. Дамов, А.И. Пахирка, Е.И. Савчина // Программные продукты и системы. 2016. № 3. С. 109–120.

9. **Yilmaz V., Gungor O.** Fusion of very high-resolution UAV images with criteria-based image fusion algorithm [Электронный ресурс] // Arabian Journal of Geosciences. 2016. Vol. 9, article number 59. 16 p. DOI: 10.1007/s12517-015-2109-8 (дата обращения: 08.02.2023).

10. **Инсаров В.В.** Формирование комплексированных телевизионно-тепловизионных изображений в системах переднего обзора летательных аппаратов / В.В. Инсаров, К.В. Обросов, В.Я. Ким, В.М. Лисицын // Вестник компьютерных информационных технологий. 2013. № 4. С. 3–10.

11. Пуртов И.С., Синча Д.П. Исследование методов и разработка алгоритмов обработки видеоинформации в задачах локализации положения беспилотного летательного аппарата на основе распознавания изображений при помехах и искажениях [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2012. № 52. 13 с. URL: <https://trudymai.ru/upload/iblock/ac0/issledovanie-metodov-i-razrabotka-algoritmov-obrabotki-videoinformatsii-v-zadachakh-lokalizatsii-polozheniya-bespilotnogo-letatel'nogo-apparata-na-osnove-raspoznavaniya-izobrazheniy-pri-pomekakh-i-iskazheniyakh.pdf?lang=ru&issue=52> (дата обращения: 08.02.2023).

12. Лунев Е.М. Повышение точности определения навигационных параметров беспилотного летательного аппарата на базе фотogramметрических измерений на этапе посадки // Вестник МАИ. 2011. Т. 18, № 2. С. 150–159.

13. Yu Z. Fusion method of optical image and SAR based on UAV / Z. Yu, F. Wu, X. Ning, L. Pang, Y. He, P. Liu // *Journal of Applied Optics*. 2017. Vol. 38, no. 2. Pp. 174–179. DOI: 10.5768/JAO201738.0201004

14. Li S. Image fusion employing adaptive spectral-spatial gradient sparse regularization in UAV remote sensing / S. Li, F. Yu, X. Tian, Zh. Mi [Электронный ресурс] // *Signal Processing*. 2020. Vol. 170, ID: 107434. DOI: 10.1016/j.sigpro.2019.107434 (дата обращения: 08.02.2023).

15. Казбеков Б.В., Максимов Н.А., Шаронов А.В. Метод сопоставления изображений с эталонами как метод идентификации подвижных наземных объектов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2014. № 207. С. 61–66.

16. Павлова Н.В., Лунев Е.М. Программно-алгоритмическое обеспечение для определения навигационных параметров беспилотного летательного аппарата на базе фотоизображения // Вестник МАИ. 2009. Т. 16, № 6. С. 16.

17. Shorakaei H. Optimal cooperative path planning of unmanned aerial vehicles by a parallel genetic algorithm / H. Shorakaei, M. Vahdani, B. Imani, A. Gholami // *Robotica*. 2016.

Vol. 34, iss. 4. Pp. 823–836. DOI: 10.1017/S0263574714001878

18. Çaçka S., Gayretli A. An algorithm for collaborative surveillance systems with unmanned aerial and ground vehicles // *International journal of engineering trends and technology*. 2016. Vol. 33, no. 5. Pp. 208–212. DOI: 10.14445/22315381/IJETT-V33P241

19. Alam M. Topology control algorithms in multi-unmanned aerial vehicle networks: an extensive survey / M. Alam, M.Y. Arafat, S. Moh, J. Shen [Электронный ресурс] // *Journal of network and computer applications*. 2022. Vol. 207, ID: 103495. DOI: 10.1016/j.jnca.2022.103495 (дата обращения: 08.02.2023).

20. Do H. Formation control algorithms for multiple-UAVs: a comprehensive survey / H. Do, H. Hua, M. Nguyen, V.-C. Nguyen, H. Nguyen, N. Nga [Электронный ресурс] // *EAI Endorsed transactions on industrial networks and intelligent systems*. 2021. Vol. 8, ID: 170230. 13 p. DOI: 10.4108/eai.10-6-2021.170230 (дата обращения: 08.02.2023).

21. Balasundaram B., Thirugnanam G. Multiwavelet based unmanned aerial vehicle thermal image fusion for surveillance and target location // *ICACDS 2020: Advances in Computing and Data Sciences*, 2020. Vol. 1244. Pp 352–361. Singapore: Springer. DOI: 10.1007/978-981-15-6634-9_32

22. Kaimaris D., Kandylas A. Small multispectral UAV sensor and its image fusion capability in cultural heritage applications // *Heritage*. 2020. Vol. 3, no. 4. Pp. 1046–1062. DOI: 10.3390/heritage3040057

References

1. Gainutdinova, T.Y., Gainutdinova, A.V., Trusfus, M.V., Gainutdinov, V.G. (2020). Flocking model for autonomous aircraft. *Russian Aeronautics*, vol. 63, no. 3, pp. 134–138. DOI: 10.3103/S1068799820030198

2. Afanas'ev, V.A., Degtyarev, G.L., Meshchanov, A.S. (2017). Formation of programmed spatial flight trajectories of unmanned aerial vehicles. *Russian Aeronautics*, vol. 60, no. 3, pp. 29–37. DOI: 10.3103/S1068799817030059

3. Kim, N.V., Kuznetsov, A.G., Krylov, I.G. (2010). Application of systems of technical vision on pilotless flying machines in problems of orientation to districts. *Vestnik MAI*, vol. 17, no. 3, p. 6. (in Russian)
4. Zhang, Y., Zhang, P. (2021). Power control algorithm based on a cooperative game in user-centric unmanned aerial vehicle group. *Complexity*, ID: 7108198, 6 p. DOI: 10.1155/2021/7108198 (accessed: 08.02.2023).
5. Bondarenko, M.A., Drynkin, V.N. (2016). Assessment of the information content of combined images in multispectral vision systems. *Software Systems and Computational Methods*, no. 1, pp. 64–79. DOI: 10.7256/2305-6061.2016.1.18047 (in Russian)
6. Gritsenko, A.E., Stepashkin, V.N., Selvesyuk, N.I. (2012). Algorithm for continuous automatic correction of the flight navigation system of an unmanned aircraft based on end-to-end stereophotogrammetric image processing from an onboard multi-frame sensor. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*, no. 176, pp. 128–133. (in Russian)
7. Drynkin, V.N., Falkov, E.Ya., Tsareva, T.I. (2012). Composite image generation in two-spectral onboard airspace system. *Mekhanika, upravleniye i informatika*, no. 3 (9), pp. 33–39. (in Russian)
8. Zotin, A.G., Damov, M.V., Pakhirka, A.I., Savchina, Ye.I. (2016). Improving the visual quality of images captured in difficult lighting conditions using infrared data. *Programmye produkty i sistemy*, no. 3, pp. 109–120. (in Russian)
9. Yilmaz, V., Gungor, O. (2016). Fusion of very high-resolution UAV images with criteria-based image fusion algorithm. *Arabian Journal of Geosciences*, vol. 9, article number 59, 16 p. DOI: 10.1007/s12517-015-2109-8 (accessed: 08.02.2023).
10. Insarov, V.V., Obrosoy, K.V., Kim, V.Ja., Lisitsyn, V.M. (2013). IR-TV images fusion in systems of the forward views of aircraft. *Vestnik kompyuternykh informatsionnykh tekhnologiy*, no. 4, pp. 3–10. (in Russian)
11. Purtov, I.S., Sincha, D.P. (2012). Method analysis and development of video information processing algorithm for UAV coordinates localization based on the recognition of the underlying surface images, *Trudy MAI*, no. 52, 13 p. Available at: <https://trudymai.ru/upload/iblock/ac0/issledovanie-metodov-i-razrabotka-algoritmov-obrabotki-videoinformatsii-v-zadachakh-lokalizatsii-polozheniya-bespilotnogo-letatel'nogo-apparata-na-osnove-raspoznavaniya-izobrazheniy-pri-pomekakh-i-iskazheniyakh.pdf?lang=ru&issue=52> (accessed: 08.02.2023). (in Russian)
12. Lunev, Ye.M. (2011). Improving the accuracy of uav navigation parameters during landing on the basis of photogrammetric measurements. *Vestnik MAI*, vol. 18, no. 2, pp. 150–159. (in Russian)
13. Yu, Z., Wu, F., Ning, X., Pang, L., He, Y., Liu, P. (2017). Fusion method of optical image and SAR based on UAV. *Journal of Applied Optics*, vol. 38, no. 2, pp. 174–179. DOI: 10.5768/JAO201738.0201004
14. Li, S., Yu, F., Tian, X., Mi, Zh. (2020). Image fusion employing adaptive spectral-spatial gradient sparse regularization in UAV remote sensing. *Signal Processing*, vol. 170, ID: 107434. DOI: 10.1016/j.sigpro.2019.107434 (accessed: 08.02.2023).
15. Kazbekov, B.V., Maximov, N.A., Sharonov, A.V. (2014). The method of computation images matching with the standard as a method for identification of moving ground objects. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*, no. 207, pp. 61–66. (in Russian)
16. Pavlova, N.V., Lunev, Ye.M. (2009). Software and algorithmic maintenance for definition of navigation parameters of the unmanned aerial vehicle on the basis of photographic image. *Vestnik MAI*, vol. 16, no. 6, p. 16. (in Russian)
17. Shorakaei, H., Vahdani, M., Imani, B., Gholami, A. (2016). Optimal cooperative path planning of unmanned aerial vehicles by a parallel genetic algorithm. *Robotica*, vol. 34, issue 4, pp. 823–836. DOI: 10.1017/S0263574714001878
18. Çaşka, S., Gayretli, A. (2016). An algorithm for collaborative surveillance systems with unmanned aerial and ground vehicles. *International Journal of Engineering Trends and Technology*, vol. 33, no. 5, pp. 208–212. DOI: 10.14445/22315381/IJETT-V33P241

19. Alam, M., Arafat, M.Y., Moh, S., Shen, J. (2022). Topology control algorithms in multi-unmanned aerial vehicle networks: an extensive survey. *Journal of network and computer applications*, vol. 207, ID: 103495. DOI: 10.1016/j.jnca.2022.103495 (accessed: 08.02.2023).

20. Do, H., Hua, H., Nguyen, M., Nguyen, V.-C., Nguyen, H., Nga, N. (2021). Formation control algorithms for multiple-UAVs: a comprehensive survey. *EAI Endorsed transactions on industrial networks and intelligent systems*, vol. 8, ID: 170230, 13 p. DOI: 10.4108/eai.10-6-2021.170230 (accessed: 08.02.2023).

21. Balasundaram, B., Thirugnanam, G. (2020). Multiwavelet based unmanned aerial vehicle thermal image fusion for surveillance and target location. In: *ICACDS 2020: Advances in Computing and Data Sciences*, vol. 1244, pp. 352–361. Springer, Singapore. DOI: 10.1007/978-981-15-6634-9_32

22. Kaimaris, D., Kandylas, A. (2020). Small multispectral UAV sensor and its image fusion capability in cultural heritage applications. *Heritage*, vol. 3, no. 4, pp. 1046–1062. DOI: 10.3390/heritage3040057

Сведения об авторах

Левшонков Никита Викторович, к.т.н., доцент кафедры конструкций летательных аппаратов, КНИТУ-КАИ, NVLevshonkov@kai.ru.

Нафиков Игорь Маратович, аспирант кафедры конструкций летательных аппаратов КНИТУ-КАИ, IMNafikov@kai.ru.

Ларюхина Яна Владиславовна, студентка кафедры конструкций летательных аппаратов КНИТУ-КАИ, LaryukhinaYaV@stud.kai.ru.

Information about the authors

Nikita V. Levshonkov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Aircraft Structures Chair, Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev, NVLevshonkov@kai.ru.

Igor M. Nafikov, Postgraduate Student of the Aircraft Structures Chair, Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev, IMNafikov@kai.ru.

Yana V. Laryukhina, Student of the Aircraft Structures Chair, Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev, LaryukhinaYaV@stud.kai.ru.

Поступила в редакцию
Одобрена после рецензирования
Принята в печать

24.04.2023
06.12.2023
21.03.2024

Received
Approved after reviewing
Accepted for publication

24.04.2023
06.12.2023
21.03.2024

УДК 629.735

DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-2-80-93

Расчетные исследования аэродинамических характеристик соосного несущего винта вертолета Ка-226Т на режимах «вихревого кольца»

П.В. Макеев¹, Ю.М. Игнаткин¹, А.И. Шомов², С.В. Селеменев²

¹Московский авиационный институт, г. Москва, Россия

²АО «НЦВ Миль и Камов», пос. Томилино, Московская область, Россия

Аннотация: Режимы «вихревого кольца» наблюдаются при обтекании винта с положительными углами атаки. Для несущего винта эти условия реализуются при крутом снижении вертолета с малыми скоростями. Режимы «вихревого кольца» винта сопровождаются рядом характерных явлений, связанных с поведением его аэродинамических характеристик, в том числе явлений негативного характера. К последним относятся прежде всего снижение тяги винта, рост потребной мощности, пульсации тяги и крутящего момента, неустойчивое маховое движение лопастей и др. С точки зрения пилотирования вертолета они выражаются в резкой потере высоты, росте расходов управления, высоком уровне вибраций, «размытии» конуса вращения лопастей, ухудшении управляемости. Все это определяет актуальность исследований данных режимов и важность практической реализации задачи определения их границ. В последнее время в связи с бурным развитием вычислительной техники и совершенствованием расчетных моделей появляется возможность выполнять численные исследования аэродинамических характеристик винтов на режимах «вихревого кольца». В работе представлены результаты исследований аэродинамических характеристик соосного несущего винта вертолета Ка-226Т на режимах крутого снижения в области режимов «вихревого кольца». Рассмотрены углы атаки винта $\alpha_B = 90...30^\circ$ и диапазон скоростей вертикального снижения $V_y = 0...26$ м/с. Использована оригинальная нелинейная лопастная вихревая модель винта, разработанная в Московском авиационном институте (МАИ). Рассчитаны суммарные и распределенные аэродинамические характеристики винта. Проанализированы формы вихревого следа и картины обтекания винта. Построены границы режимов «вихревого кольца» в скоростных координатах « $V_x - V_y$ » по различным критериям, отражающим известные особенности данных режимов. Полученные результаты существенно дополняют имеющийся опыт экспериментальных и численных исследований в данной области.

Ключевые слова: соосный несущий винт, нелинейная вихревая модель, висение, крутое снижение, режимы «вихревого кольца», аэродинамические характеристики, границы режимов «вихревого кольца».

Для цитирования: Макеев П.В. Расчетные исследования аэродинамических характеристик соосного несущего винта вертолета Ка-226Т на режимах «вихревого кольца» / П.В. Макеев, Ю.М. Игнаткин, А.И. Шомов, С.В. Селеменев // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 2. С. 80–93. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-2-80-93

Computational investigations of Ka-226T helicopter coaxial rotor aerodynamics in the vortex ring state

P.V. Makeev¹, Yu.M. Ignatkin¹, A.I. Shomov², S.V. Selemenov²

¹ Moscow Aviation Institute (MAI), Moscow, Russia

² JSC “Russian Helicopters”, Tomilino, Moscow Region, Russia

Abstract: The vortex ring states are observed when the rotor is flowed at positive angles of attack. For the main rotor, these conditions are realized during a steep descent of the helicopter at low speeds. The rotor vortex ring states are affected by significant phenomena related to the behavior of its aerodynamics, including negative phenomena. The latter is, firstly, referred to decrease in rotor thrust, increase in the required power, pulsations of thrust and torque, unsteady flapping blade motion, etc. In terms of helicopter piloting, it means a sharp loss of altitude, increase in the control force, a high level of vibration, defocusing attenuation of rotor spinning cone, as well as controllability deterioration. All these factors determine the relevance of research on these modes and the importance of solving a problem of defining their boundaries. Recently, due to the rapid development of computer

technologies and computational models, it has become practical to perform numerical research of the rotor aerodynamics in vortex ring states. The paper presents the study results of Ka-226T helicopter coaxial rotor aerodynamics in steep descent modes in the field of vortex ring states. The angles of rotor attack $\alpha_B = 90...30^\circ$ and the range of vertical descent velocities $V_y = 0...26$ m/s are considered. The original nonlinear bladed vortex model of the rotor developed at the Moscow Aviation Institute (MAI) was used. The total and distributed aerodynamic rotor characteristics were calculated. The shapes of the vortex wake and the rotor flow patterns were analyzed. The boundaries of the vortex ring states in velocity coordinates " $V_x - V_y$ " were constructed according to various criteria reflecting the known features of these states. The results obtained significantly complement the existing experience of experimental and numerical research in this field.

Key words: coaxial main rotor, nonlinear vortex model, hover, steep descent, vortex ring states, aerodynamics, boundaries of vortex ring states.

For citation: Makeev, P.V., Ignatkin, Yu.M., Shomov, A.I., Selemenev, S.V. (2024). Computational investigations of Ka-226T helicopter coaxial rotor aerodynamics in the vortex ring state. Civil Aviation High Technologies, vol. 27, no. 2, pp. 80–93. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-2-80-93

Введение

Режимы крутого снижения являются одними из наиболее сложных режимов полета, что связано с возможностью попадания вертолета в область режимов «вихревого кольца» несущего винта (НВ). В летных испытаниях [1–4] в области режимов «вихревого кольца» отмечают: резкую потерю высоты, рост потребной мощности, высокий уровень вибраций и тряску, «размытие» конуса вращения лопастей, потерю управления вертолетом. Исследованию режимов «вихревого кольца» посвящен ряд экспериментальных исследований, обобщенных в работе [5]. Эксперименты демонстрируют крайне сложную картину обтекания винта, со сворачиванием вихревого следа винта в тороидальную структуру и формированием вокруг нее «воздушного тела» с мощным циркуляционным течением внутри. Наблюдаются также пульсации тяги и крутящего момента, снижение тяги винта, рост потребной мощности, значительное увеличение индуктивной скорости. Указанные особенности аэродинамики НВ приводят к явлениям, наблюдаемым в летных испытаниях, и делают режимы «вихревого кольца» небезопасными для полета вертолета. В руководства по летной эксплуатации вертолетов вносят особую область режимов крутого снижения в координатах « $V_x - V_y$ », где возможно попадание винта в режимы «вихревого кольца», определение которой является важной задачей.

Рост мощности вычислительной техники в последние десятилетия привел к возможно-

сти численных исследований аэродинамических характеристик винта на режимах «вихревого кольца». Для решения этой задачи используются как вихревые методы [6–10], так и подходы, базирующиеся на методе конечных объемов [11–14]. Расчетные исследования режимов «вихревого кольца» являются сложной задачей. Определение границ режимов «вихревого кольца» требует большого количества расчетов, поэтому такие исследования часто носят ограниченный характер.

подавляющее большинство существующих исследований выполнено для одиночных винтов. Соосные винты исследовались мало. Отметим, что сравнительный анализ различных результатов исследований аэродинамики винта на режимах «вихревого кольца» показывает значительную их зависимость от условий испытаний и от геометрических параметров исследуемых винтов [5]. Поэтому желательно проведение в каждом случае отдельных исследований.

Методология

В качестве расчетного метода в работе использована разработанная в МАИ оригинальная нелинейная лопастная вихревая модель винта [15, 16]. Указанная модель ранее была успешно апробирована и прошла валидацию в задачах исследования режимов висения и «вихревого кольца» одиночных [15] и соосных НВ [16].

Характеристики соосного несущего винта вертолета Ka-226T приведены в [17, 18]. Ра-

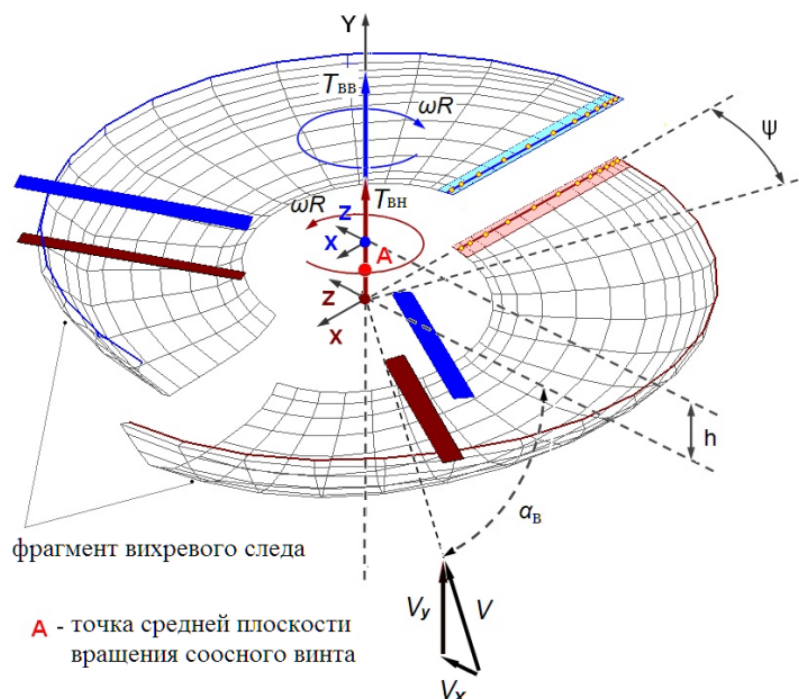


Рис. 1. Схема расчетной модели исследуемого соосного НВ
Fig. 1. Computational model scheme of the coaxial rotor under study

диус винта $R = 6,62$ м, скорость вращения концов лопастей $\omega R = 192$ м/с, суммарное заполнение винта $\sigma = 0,0764$, хорда лопасти $b = 0,26$ м, крутка лопастей $\Delta\varphi_{\Sigma} = -8,17^\circ$. Схема расчетной модели соосного НВ представлена на рис. 1. Верхний (ВВ) и нижний (ВН) винты вращаются в разные стороны и состоят из трех лопастей каждый. В расчетах учитывается маховое движение абсолютно жестких на изгиб и кручение лопастей относительно горизонтальных шарниров. В статье выбрана следующая цветовая схема представления данных. Данные по ВВ имеют синий цвет, по ВН – коричневый, суммарные (ВН + ВВ) – зеленый цвет. На картинах визуализации вихревого следа НВ для удобства показаны не все элементы следа, а только концевые вихри лопастей. Фюзеляж показан условно, его обтекание не учитывалось. Расчетный шаг по времени соответствовал повороту лопасти на 12° по азимуту. Все расчеты выполнялись для числа оборотов винта $n = 160 \dots 180$.

Для анализа области режимов «вихревого кольца» в координатах « $V_x - V_y$ » необходимо

рассчитать аэродинамические характеристики винта для ряда режимов. Используемая сетка расчетных режимов включает более 160 режимов и представлена на рис. 2. Аэродинамические характеристики соосного НВ исследовались при условии постоянной осредненной по времени суммарной тяги винта, соответствующей режиму висения с взлетной массой 3600 кг ($c_T = 0,0108$). Такой подход требует больших затрат вычислительных ресурсов, но позволяет получить и проанализировать наибольшее число критериев режимов «вихревого кольца». Для обеспечения постоянной средней тяги на всех расчетных режимах производился подбор соответствующих потребных углов установки лопастей НВ, зависимости которых приведены на рис. 3. Углы установки лопастей ВН и ВВ в расчетах принимались равными ($\varphi_{7ВВ} = \varphi_{7ВН}$). При этом была обеспечена балансировка винтов по крутящему моменту ($m_{КВВ} = m_{КВН}$) на большинстве режимов, за исключением больших скоростей снижения близких к режиму авторотации.

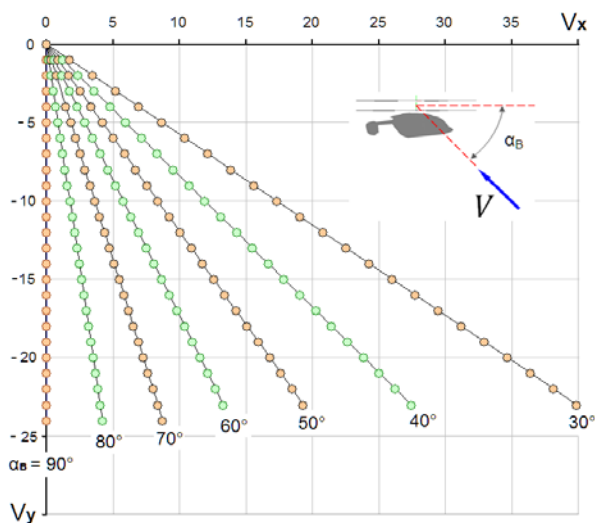


Рис. 2. Сетка расчетных режимов
Fig. 2. Computational mode grid

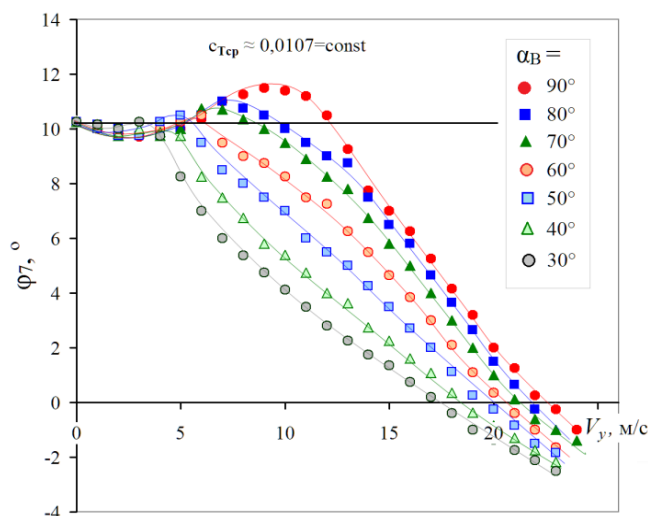


Рис. 3. Углы установки лопастей ВН и ВВ
Fig. 3. Rotor blade pitch angles

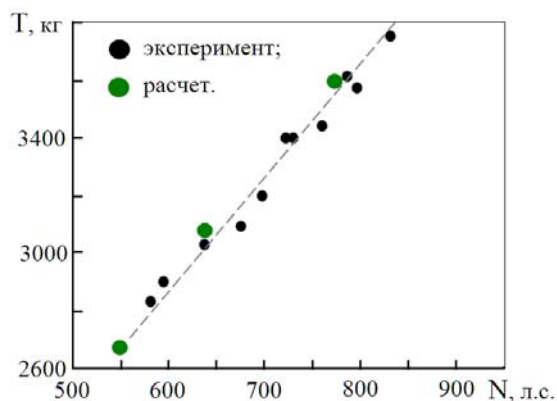


Рис. 4. Расчетная и экспериментальная [11]
зависимости $T_{HB} = f(N_{\Delta\theta})$
Fig. 4. Computational and experimental [11]
dependencies $T_{HB} = f(N_{\Delta\theta})$

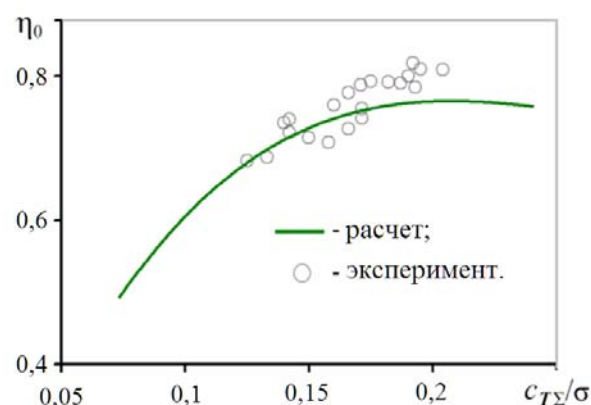


Рис. 5. Расчетная и экспериментальная [11] зависимости
относительного КПД
Fig. 5. Computational and experimental [11]
figure of merit dependencies

Результаты расчетов соосного НВ на режимах висения и крутого снижения

На рис. 4 приведена расчетная зависимость суммарной тяги соосного НВ от мощности двигательной установки $T_{HB} = f(N_{\Delta\theta})$, эквивалентная по сути поляре НВ, а на рис. 5 расчетная зависимость относительного КПД. В обоих случаях наблюдается удовлетворительное согласование расчетных и экспериментальных данных [11].

На рис. 6 в трех проекциях представлена визуализация структуры вихревого следа со-

осного НВ вертолета Ка-226Т на висении для $c_{T\Sigma} = 0,01$. Наблюдается характерное поджатие вихревого следа за винтами. Траектория концевых вихрей лопастей ВВ имеет больший шаг «винтовой линии», чем у ВН. На рис. 7 приведена визуализация обтекания винта при помощи линий тока в плоскости oYX . За счет поджатия струи ВВ соосный НВ имеет фактическую площадь диска больше, чем у эквивалентного одиночного НВ, что является причиной высокого КПД соосного НВ.

Одним из наиболее характерных внешних проявлений режимов «вихревого кольца» являются наблюдаемые специфические картины обтекания винта. Экспериментальная ви-

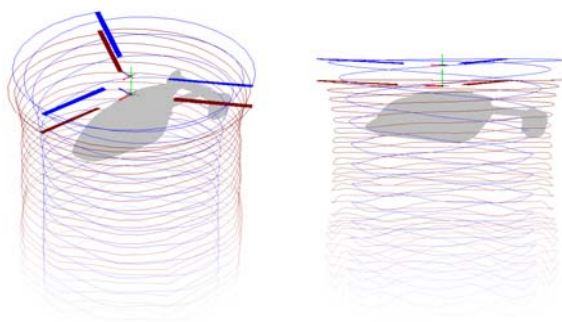


Рис. 6. Визуализация вихревого следа соосного НВ на висении ($c_{T\Sigma} = 0,01$)

Fig. 6. Visualization of the coaxial rotor vortex wake shapes in hover ($c_{T\Sigma} = 0,01$)

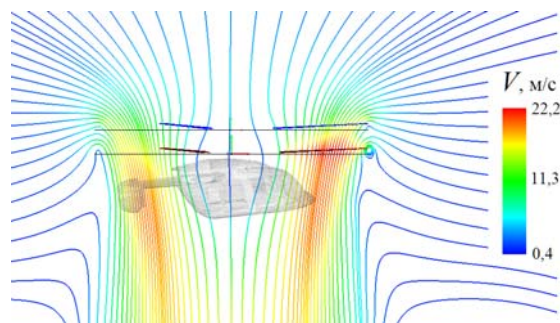


Рис. 7. Визуализация обтекания соосного НВ на висении ($c_{T\Sigma} = 0,01$)

Fig. 7. Visualization of the coaxial rotor flow pattern in hover ($c_{T\Sigma} = 0,01$)

зуализация течения на режимах «вихревого кольца» является крайне сложной задачей. Первые качественные результаты дымовой визуализации были получены в 1949 г. [3]. В последние годы прогресса в этой области удалось достичь с применением экспериментальных методов PIV-визуализации течений [19, 20]. В настоящий момент расчетная визуализация позволяет получить новые качественные картины обтекания винта на этих режимах.

На рис. 8 представлены полученные результаты визуализации обтекания винта на наиболее интенсивных (по результатам расчетов), пиковых режимах «вихревого кольца», соответствующих режимам $\alpha_B = 90^\circ$, $V_y = 9$ м/с; $\alpha_B = 70^\circ$, $V_y = 7$ м/с; $\alpha_B = 50^\circ$, $V_y = 5$ м/с и $\alpha_B = 30^\circ$, $V_y = 3$ м/с. На рис. 8, а ($\alpha_B = 90^\circ$) видно, что вихревой след сворачивается в тороидальное тело и занимает положение, близкое к плоскости вращения НВ, вокруг винта образуется «воздушное тело» с циркуляционным течением внутри. «Вихревое кольцо», кроме того, несимметрично относительно оси вращения винта. Это связано с конечным числом лопастей и наличием у соосного НВ азимутальных углов, где встречаются лопасти ВВ и ВН. В работе [15], выполненной для одиночного НВ вертолета Ми-8, такого выраженного эффекта потери осевой симметрии вихревого следа НВ на осевых режимах «вихревого кольца» не наблюдалось. При неосевом обтекании НВ ($\alpha_B = 70-30^\circ$) структура вихревого следа

винта существенно усложняется. Вихревой след наклоняется относительно плоскости вращения винтов, располагаясь почти перпендикулярно набегающему на винт внешнему потоку. При $\alpha_B = 70^\circ$ и $\alpha_B = 30^\circ$ в передней части винта сохраняется четкое циркуляционное течение, а в задней части течение размывается. То же происходит и с вихревым следом, который при малых углах атаки винта представляет собой вихревое «полукольцо» (рис. 8, в и 8, з). При $\alpha_B = 70^\circ$ (рис. 8, б) вихревая структура НВ сохраняет четкую форму. При $\alpha_B = 30^\circ$ (рис. 8, з) четкого циркуляционного течения уже не наблюдается, за исключением области прямо перед винтом, где внешний поток существенно тормозится. Необходимо также отметить, что показанные картины обтекания винта и формы вихревого следа нестационарны и существенно изменяются по времени, что будет показано ниже.

На рис. 9 приведена форма вихревого следа при $\alpha_B = 90^\circ$; $V_y = 9$ м/с для различных моментов времени (числа бортов винта n). Хорошо видна нестационарность вихревого следа по времени, его пульсации и значительная асимметрия. Эти обстоятельства имеют прямую связь с пульсациями аэродинамических характеристик НВ, которые являются наиболее известными признаками режимов «вихревого кольца».

На рис. 10 для углов атаки винта $\alpha_B = 90$; 70 ; 50 и 30° (режимы, представленные на рис. 8) приведены расчетные зависимости коэффициентов тяги и крутящего момента НВ

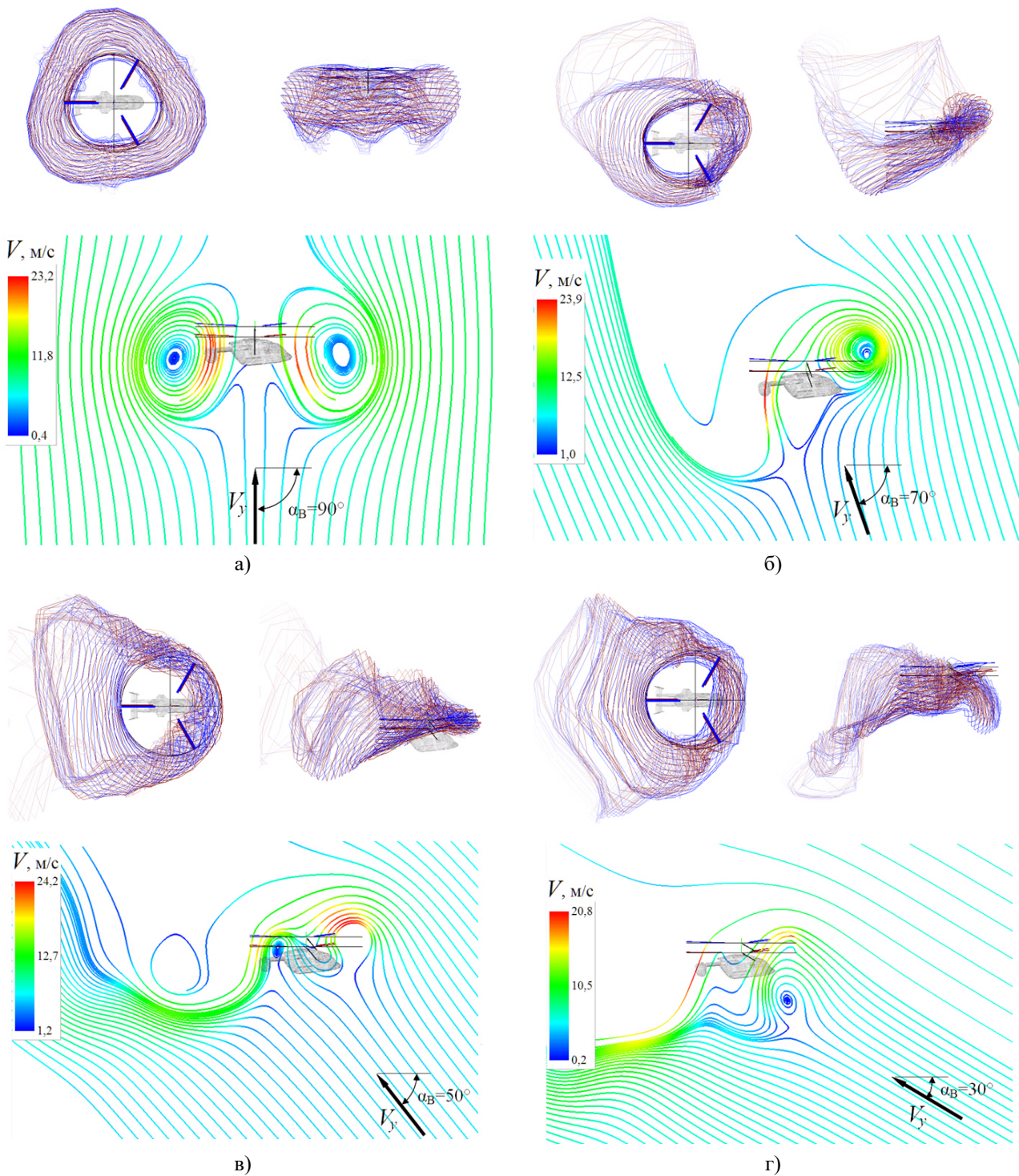


Рис. 8. Визуализация форм вихревого следа и картин обтекания винта на пиковых режимах «вихревого кольца»:
а – $V_y = 9$ м/с; $\alpha_B = 90^\circ$; б – $V_y = 7$ м/с; $\alpha_B = 70^\circ$; в – $V_y = 5$ м/с; $\alpha_B = 50^\circ$; г – $V_y = 3$ м/с; $\alpha_B = 30^\circ$

Fig. 8. Visualization of the vortex wake shapes and rotor flow patterns in the intensive vortex ring states:
а – $V_y = 9$ m/s; $\alpha_R = 90^\circ$; б – $V_y = 7$ m/s; $\alpha_R = 70^\circ$; в – $V_y = 5$ m/s; $\alpha_R = 50^\circ$; г – $V_y = 3$ m/s; $\alpha_R = 30^\circ$

по времени (от числа оборотов винта n):
 $c_T = f(n)$ и $m_K = f(n)$. Указанные зависимости даны как для ВВ и ВН по отдельности, так и

для всего винта в целом. Для ВВ и ВН приведены осредненные зависимости c_T и m_K , а для суммарных кривых $c_{T(BB+BN)}$ и $m_{K(BB+BN)}$ кроме

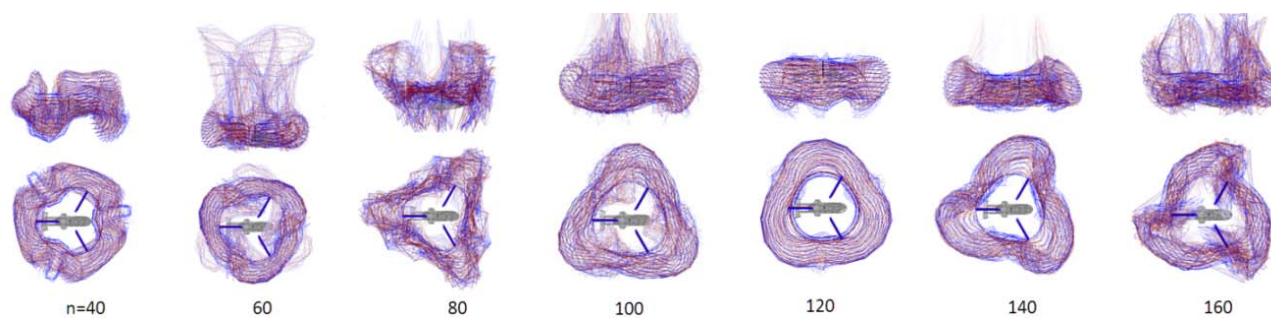


Рис. 9. Эволюция формы вихревого следа на режиме «вихревого кольца»: $V_y = 9$ м/с; $\alpha_B = 90^\circ$
Fig. 9. The evolution of the vortex wake shapes in the vortex ring state: $V_y = 9$ м/с; $\alpha_R = 90^\circ$

осредненных кривых представлены также мгновенные пульсации. Видно, что осредненная за время работы винта тяга близка к значению тяги на режиме висения, что обеспечивалось подбором соответствующих углов установки лопастей ВВ и ВН. Также видно, что крутящий момент ВВ и ВН сбалансирован. Наблюдаемые мгновенные пульсации c_T и m_K с высокой частотой (3 Гц), показанные светло-зеленым цветом, связаны в основном с вращением лопастей в несимметричном поле скоростей, вызванном несимметрией вихревого следа в конкретный момент времени (рис. 9). Пульсации осредненной тяги и момента (темно-зеленые кривые) с периодом, достигающим нескольких десятков оборотов винта, связаны с общей эволюцией формы вихревого следа, протекающей во времени (рис. 9). Пульсации аэродинамических характеристик всегда сопровождают режимы «вихревого кольца» и являются наиболее распространенным и надежным способом их идентификации в расчетных и экспериментальных исследованиях.

Из рис. 10 видно, что в ряде случаев на режиме «вихревого кольца» крутящий момент возрастает, превышая значение на висении. Наиболее значительный прирост крутящего момента (мощности) при условии сохранения постоянной средней тяги винта наблюдается при $\alpha_B = 90^\circ$ и достигает почти 30 %. Это также является признаком режима «вихревого кольца». В целом из анализа зависимостей $c_T = f(n)$ и $m_K = f(n)$ следует, что с уменьшением угла атаки винта α_B характерные для режимов «вихревого кольца» при-

знаки значительно ослабевают: амплитуды пульсаций коэффициентов c_T и m_K и рост коэффициента m_K (потребной мощности) по сравнению с режимом висения уменьшаются.

Анализ зависимостей интегральных аэродинамических характеристик, подобных тем, что приведены для примера на рис. 10, выполненный для всех 160 рассмотренных режимов крутого снижения соосного НВ, позволяет определить границы режимов «вихревого кольца» для различных углов атаки α_B в координатах « $V_x - V_y$ » на базе комплекса различных критериев.

Анализ суммарных аэродинамических характеристик винта и определение границ области режимов «вихревого кольца»

На рис. 11 представлены зависимости осредненного по времени суммарного коэффициента крутящего момента m_K по скорости вертикального снижения V_y для рассмотренных углов атаки винта α_B . Здесь коэффициент m_K на снижении отнесен к коэффициенту на висении m_{K0} , а скорость V_y к средней по диску индуктивной скорости на висении $v_{ув}$. Видно, что для всех рассмотренных углов α_B при увеличении скорости $\tilde{V}_y$ сначала наблюдается снижение коэффициента $m_{K\Sigma}/m_{K\Sigma 0} < 1$ на величину около 15 %. Далее наблюдается рост $m_{K\Sigma}/m_{K\Sigma 0} > 1$ в определенном диапазоне скоростей $V_y/v_{ув}$, соответствующем области режимов «вихревого кольца». При дальнейшем росте скорости коэффициент $m_{K\Sigma}/m_{K\Sigma 0}$

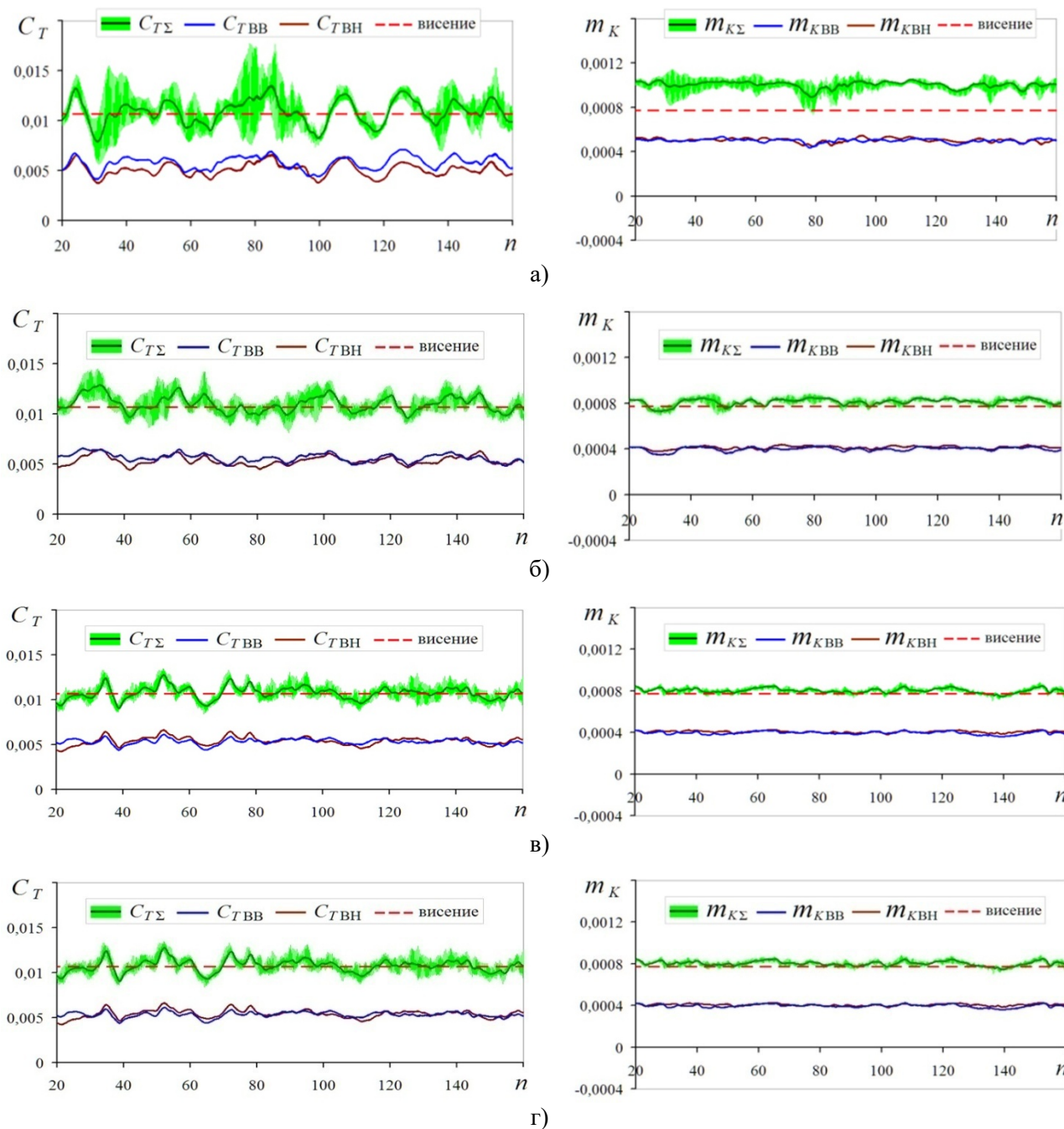


Рис. 10. Зависимости коэффициентов тяги C_T и крутящего момента m_K от числа оборотов n на режимах «вихревого кольца»:

$a - V_y = 9 \text{ м/с}; \alpha_B = 90^\circ$; $б - V_y = 7 \text{ м/с}; \alpha_B = 70^\circ$; $в - V_y = 5 \text{ м/с}; \alpha_B = 50^\circ$; $г - V_y = 3 \text{ м/с}; \alpha_B = 30^\circ$

Fig. 10. The dependencies of the thrust C_T and torque m_K coefficients on revolutions n in the vortex ring states:

$a - V_y = 9 \text{ m/s}; \alpha_R = 90^\circ$; $б - V_y = 7 \text{ m/s}; \alpha_R = 70^\circ$; $в - V_y = 5 \text{ m/s}; \alpha_R = 50^\circ$; $г - V_y = 3 \text{ m/s}; \alpha_R = 30^\circ$

вновь снижается. При $m_{K\Sigma}/m_{K\Sigma 0} = 0$ винт выходит на режим авторотации, а при $m_{K\Sigma}/m_{K\Sigma 0} < 0$ винт переходит в режимы «ветряка». Из представленных диаграмм $m_{K\Sigma}/m_{K\Sigma 0} = f(V_y/v_{yв})$ следует, что область режимов «вихревого кольца» значительно

уменьшается при уменьшении α_B , а также смещается на меньшие значения скорости $V_y/v_{yв}$. Точки кривых $m_{K\Sigma}/m_{K\Sigma 0} = f(V_y/v_{yв})$, где коэффициенты $m_{K\Sigma}/m_{K\Sigma 0}$ достигают максимальных значений, соответствуют пиковым режимам «вихревого кольца», некоторые из

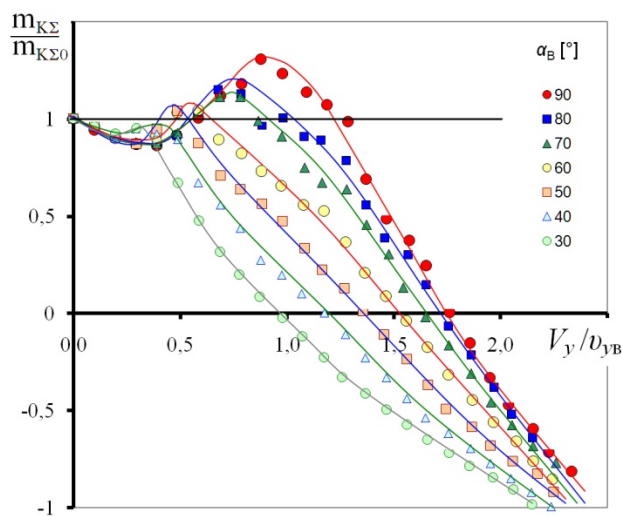


Рис. 11. Расчетные зависимости
 $m_{K\Sigma}/m_{K\Sigma 0}=f(\alpha_B, V_y/v_{yB})$
Fig. 11. The computational dependencies
 $m_{K\Sigma}/m_{K\Sigma 0}=f(\alpha_B, V_y/v_{yB})$

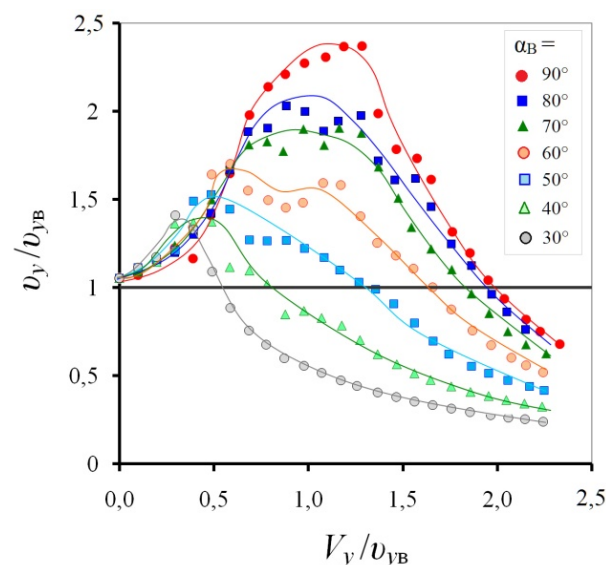


Рис. 12. Расчетные зависимости
 $v_y/v_{yB}=f(\alpha_B, V_y/v_{yB})$
Fig. 12. The computational dependencies
 $v_y/v_{yB}=f(\alpha_B, V_y/v_{yB})$

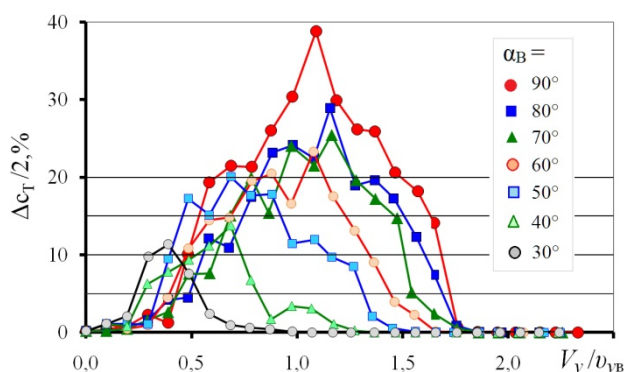


Рис. 13. Зависимости $\Delta C_{T\Sigma}/2 = f(\alpha_B, V_y/v_{yB})$
Fig. 13. The dependencies $\Delta C_{T\Sigma}/2 = f(\alpha_B, V_y/v_{yB})$

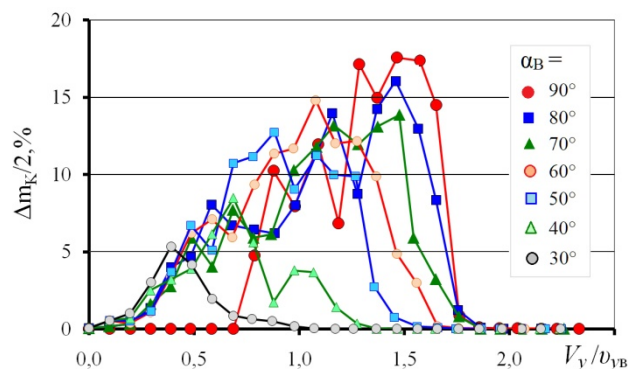


Рис. 14. Зависимости $\Delta m_{K\Sigma}/2 = f(\alpha_B, V_y/v_{yB})$
Fig. 14. The dependencies $\Delta m_{K\Sigma}/2 = f(\alpha_B, V_y/v_{yB})$

которых были детально проанализированы выше.

Наряду с ростом потребной мощности на режимах снижения в области «вихревого кольца» наблюдается значительное, до 2–3 раз относительно режима висения, увеличение индуктивной скорости, создаваемой винтом. Эти данные приведены на рис. 12 в виде зависимостей безразмерной средней индуктивной скорости в плоскости диска винта от безразмерной скорости вертикального снижения $v_y/v_{yB} = f(V_y/v_{yB})$. Увеличение относительной

безразмерной индуктивной скорости v_y/v_{yB} выше какой-либо пороговой величины (например, $v_y/v_{yB} > 1,5$) может служить одним из критериев границы области режимов «вихревого кольца».

Наиболее распространенным критерием, используемым для выявления режимов «вихревого кольца» и определения их границ, являются пульсации аэродинамических нагрузок на винте. Анализ зависимостей, подобных приведенным на рис. 10, позволяет оценить нестационарные пульсации коэффи-

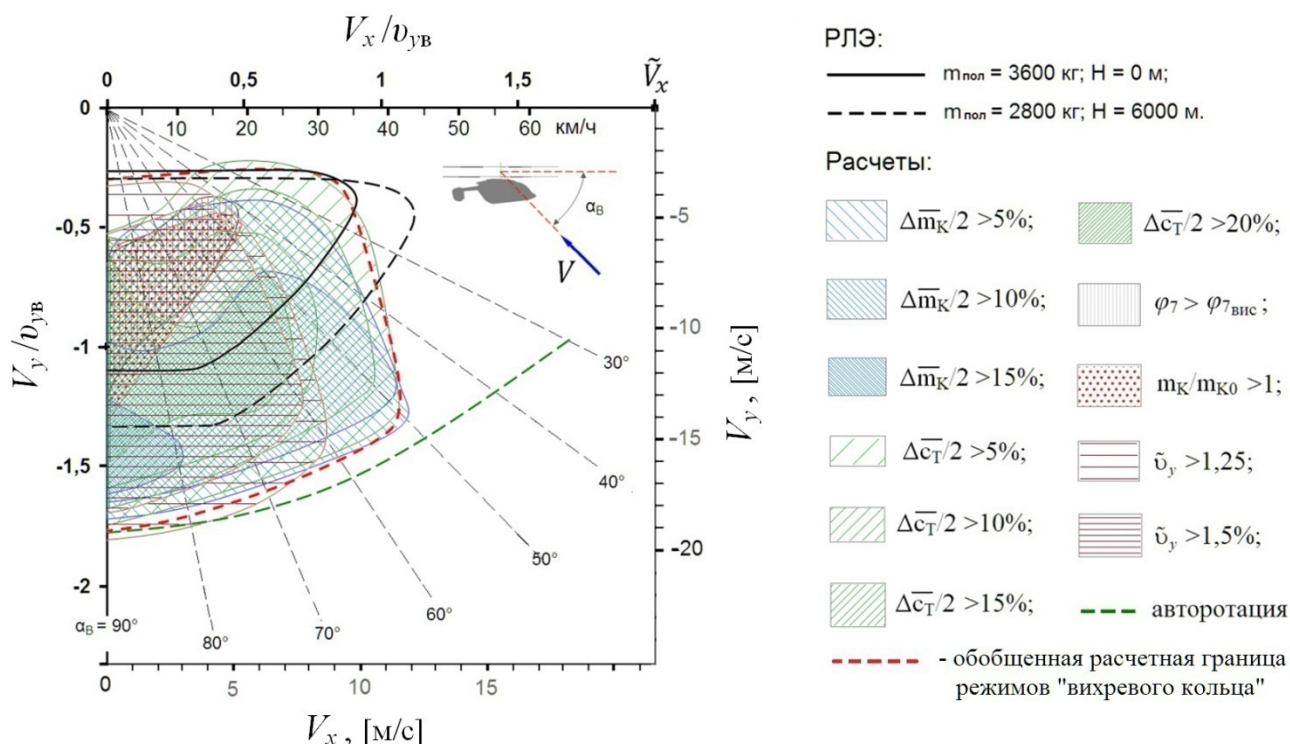


Рис. 15. Расчетные границы области режимов «вихревого кольца»
Fig. 15. Computational boundaries of the vortex ring states area

коэффициентов c_T и m_K . Амплитуда пульсаций определяется как $\Delta c_{T\Sigma}/2 = (c_{T\Sigma\max} - c_{T\Sigma\min})/2$. Ее удобно выразить в процентах от средней тяги, равной для всех расчетных режимов. Амплитуда пульсаций коэффициента крутящего момента определяется как $\Delta m_{K\Sigma}/2 = (m_{K\Sigma\max} - m_{K\Sigma\min})/2$. Здесь она выражается в процентах от суммарного крутящего момента винта на режиме висения. Границы режимов «вихревого кольца» могут быть определены по величине амплитуды пульсаций тяги и крутящего момента. На рис. 13 приведены зависимости $\Delta c_{T\Sigma}/2 = f(V_y/v_{yb})$ для $\alpha_B = 90^\circ \dots 30^\circ$. Видно, что по результатам расчетов наибольшие пульсации тяги наблюдаются при $\alpha_B = 90^\circ$, они достигают амплитуды $\Delta c_{T\Sigma}/2 = 40\%$ при $V_y/v_{yb} \approx 1,1$. С уменьшением угла атаки винта α_B амплитуда пульсаций тяги существенно снижается и смещается на меньшие скорости $\tilde{V}_y$. На рис. 14 приведена зависимость $\Delta m_{K\Sigma}/2 = f(V_y/v_{yb})$ для $\alpha_B = 90^\circ \dots 30^\circ$. По результатам расчетов, как и в случае пульсаций тяги винта, наибольшие пульсации крутящего момента наблюдаются при $\alpha_B = 90^\circ$ и достигают

амплитуды $\Delta m_{K\Sigma}/2 \approx 18\%$ при $V_y/v_{yb} \approx 1,4$. Из сопоставления диаграмм $\Delta c_{T\Sigma}/2 = f(\alpha_B, V_y/v_{yb})$ и $\Delta m_{K\Sigma}/2 = f(\alpha_B, V_y/v_{yb})$ на рис. 13 и 14 можно также сделать вывод, что области с наибольшими пульсациями крутящего момента винта существенно смещены вправо на большие скорости V_y/v_{yb} относительно областей с наибольшими пульсациями тяги, то есть ближе к области режимов «турбулентной струи».

Итоговая диаграмма с расчетными областями «вихревого кольца», построенными в безразмерных координатах « $V_x/v_{yb} - V_y/v_{yb}$ », представлена на рис. 15. Для ее построения были использованы следующие критерии: рост потребного угла установки лопастей по сравнению с висением $(\varphi_{7\text{ВВ}}; \varphi_{7\text{ВН}}) > (\varphi_{7\text{ВВ}}; \varphi_{7\text{ВН}})_0$; рост относительного коэффициента крутящего момента винта (потребной мощности) $m_K/m_{K\Sigma 0} > 1$; рост безразмерной средней индуктивной скорости в плоскости диска винта $v_y/v_{yb} > 1,5$ и $v_y/v_{yb} > 1,25$ (по сравнению с режимом висения); амплитуда пульсаций коэффициента суммарной тяги винта $\Delta c_{T\Sigma}/2 > 5; 10; 15$ и 20% (по сравнению со

средним значением $c_{T\Sigma} \approx 0,0108 = const$); амплитуда пульсаций коэффициента суммарного крутящего момента винта $\Delta m_{K\Sigma}/2 > 5$; 10 и 5 % (по сравнению с суммарным крутящим моментом на висении). Видно, что верхняя граница расчетной области режимов «вихревого кольца» хорошо согласуется с кривой из РЛЭ. Нижняя расчетная граница режимов «вихревого кольца» по некоторым критериям простирается на большие скорости снижения, чем в РЛЭ.

Таким образом, приведенные на рис. 15 границы режимов «вихревого кольца» по различным критериям дают возможность оценить области и характер конкретных особенностей в аэродинамических характеристиках НВ на режимах «вихревого кольца», которые в свою очередь связаны с явлениями, наблюдаемыми в полете.

Заключение

В результате проведенного комплексного исследования получен значительный объем новых данных по аэродинамическим характеристикам и особенностям работы соосного НВ вертолета Ка-226Т в области режимов «вихревого кольца» при различных скоростях снижения V_y и углах атаки винта α_B .

Построены формы вихревого следа и структуры обтекания винта на ряде наиболее характерных режимов. Выявлен ряд особенностей в формировании вихревого следа и структуре обтекания соосного НВ. Получены и проанализированы зависимости коэффициентов тяги и крутящего момента верхнего и нижнего винтов соосного НВ, осредненные и по времени, и их связь с характером обтекания винта.

На основе анализа полученного массива аэродинамических характеристик винта построены границы области режимов в относительных скоростных координатах « $V_x/v_{yB} - V_y/v_{yB}$ » по ряду критериев, учитывающих различные особенности аэродинамических характеристик НВ, свойственные этим режимам.

Полученные результаты способны существенно дополнить имеющийся опыт экспе-

риментальных и численных исследований в данной области.

Список литературы

1. **Акимов А.И.** Аэродинамика и летные характеристики вертолетов. М.: Машиностроение, 1988. 144 с.
2. **Петросян Э.А.** Аэродинамика соосного вертолета. М.: Полигон-пресс, 2004. 820 с.
3. **Leishman J.G.** Principles of helicopter aerodynamics. Cambridge University Press, 2006. 826 p.
4. **Johnson W.** Rotorcraft aeromechanics. Cambridge University Press, 2013. 927 p.
5. **Johnson W.** Model for vortex ring state influence on rotorcraft flight dynamics. NASA/TP-2005-213477 [Электронный ресурс] // NASA. 2005. 76 p. URL: https://rotorcraft.arc.nasa.gov/Publications/files/Johnson_TP-2005-213477.pdf (дата обращения: 12.12.2023).
6. **Anikin V.A.** Helicopter main rotor aerodynamic performance in descent conditions // Proceedings of the 58th Annual Forum of the American Helicopter Society. Montreal, Canada, 11–13 June 2002. 15 p.
7. **Leishman J.G., Bhagwat M.J., Ananthan S.** Free-Vortex wake predictions of the vortex ring state for single rotor and multi-rotor configurations // Proceedings of the 58th annual forum of the American Helicopter Society. Montreal, Canada, 11–13 June 2002. 30 p.
8. **Bailly J.** A qualitative analysis of vortex ring state entry using a fully time marching unsteady wake model // Proceedings of the 36th European Rotorcraft Forum. Paris, France, 7–9 September 2010. 18 p.
9. **Brown R.** Blade twist effects on rotor behaviour in the vortex ring state / R. Brown, J. Leishman, S. Newman, F. Perry // Proceedings of the 28th European Rotorcraft Forum. Bristol, UK, 17–20 September 2002. 14 p.
10. **Крымский В.С., Щеглова В.М.** Исследование вихревой системы и индуктивных скоростей несущего винта на режимах висения и крутого планирования // Научный Вестник МГТУ ГА. 2014. № 200. С. 86–90.

11. Ahlin G.A., Brown R.E. Wake structure and kinematics in the vortex ring state // *Journal of the American Helicopter Society*. 2009. Vol. 54, no. 3. Pp. 1–18. DOI: 10.4050/JAHS.54.032003

12. Mohd N.A.A.R., Barakos G. Performance and wake analysis of rotors in axial flight using computational fluid dynamics // *Journal of Aerospace Technology and Management*. 2017. Vol. 9, no. 2. Pp. 193–202. DOI: 10.5028/jatm.v9i2.623

13. Stalewski W., Surmacz K. Investigations of the vortex ring state on a helicopter main rotor using the URANS solver // *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 2020. Vol. 92, no. 9. Pp. 1327–1337. DOI: 10.1108/AEAT-12-2019-0264

14. Kinzel M.P., Cornelius J.K., Schmitz S. et al. An investigation of the behavior of a coaxial rotor in descent and ground effect // *Proceedings of the AIAA SciTech 2019 Forum*. San Diego, USA, 7–11 January 2019. 13 p. DOI: 10.2514/6.2019-1098

15. Игнаткин Ю.М. Расчетные исследования режимов крутого снижения несущего винта на базе нелинейной лопастной вихревой модели / Ю.М. Игнаткин, П.В. Макеев, А.И. Шомов, В.И. Шайдаков // *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*. 2019. № 2. С. 68–77.

16. Makeev P.V., Ignatkin Yu.M., Shomov A.I. Numerical investigation of full scale coaxial main rotor aerodynamics in hover and vertical descent // *Chinese Journal of Aeronautics*. 2021. Vol. 34, iss. 5. Pp. 666–683. DOI: 10.1016/j.cja.2020.12.011

17. Vassiliyev B.A. The Ka-226 helicopter flight performance and its compliance with the modern requirements / B.A. Vassiliyev, V.N. Kvokov, F.N. Pavlidi, E.A. Petrosian, E.B. Feofilov // *Proceedings of the 33th European Rotorcraft Forum*. Russia, Kazan, 11–13 September 2007. 12 p.

18. Burtsev B.N., Ryabov V.I., Selemenev S.V. Mathematical modeling of Ka-226 / Ka-26 Helicopter main rotor blade flapping motion at rotor acceleration / Deceleration in wind conditions // *Proceedings of the 33rd European*

Rotorcraft Forum. Russia, Kazan, 11–13 September 2007. 14 p.

19. Green R., Gillies E., Brown R. The flow field around a rotor in axial descent // *Journal of Fluid Mechanics*. 2005. Vol. 543. Pp. 237–261. DOI: 10.1017/S0022112005004155

20. Savas O., Green R., Caradonna F. Coupled thrust and vorticity dynamics during vortex ring state // *Journal of the American Helicopter Society*. 2009. Vol. 54, no. 2. Pp. 1–10. DOI: 10.4050/JAHS.54.022001

References

1. Akimov, A.I. (1988). Aerodynamics and flight characteristics of helicopters. Moscow: Mashinostroyeniye, 144 p. (in Russian)

2. Petrosian, E.A. (2004). Coaxial helicopter aerodynamics. Moscow: Polygon-Press, 820 p. (in Russian)

3. Leishman, J.G. (2006). Principles of helicopter aerodynamics. Cambridge University Press, 826 p.

4. Johnson, W. (2013). Rotorcraft aeromechanics. Cambridge University Press, 927 p.

5. Johnson, W. (2005). Model for vortex ring state influence on rotorcraft flight dynamics. NASA/TP-2005-213477. NASA, 76 p. Available at: https://rotorcraft.arc.nasa.gov/Publications/files/Johnson_TP-2005-213477.pdf (accessed: 12.12.2023).

6. Anikin, V.A. (2002). Helicopter main rotor aerodynamic performance in descent conditions. In: *proceedings of the 58th Annual Forum of the American Helicopter Society*. Montreal, Canada, 11–13 June, 15 p.

7. Leishman, J.G., Bhagwat, M.J., Ananthan, S. (2002). Free-Vortex wake predictions of the vortex ring state for single rotor and multi-rotor configurations. In: *Proceedings of the 58th annual forum of the American Helicopter Society*. Montreal, Canada, 11–13 June, 30 p.

8. Bailly, J. (2010). A qualitative analysis of vortex ring state entry using a fully time marching unsteady wake model. In: *Proceedings of the 36th European Rotorcraft Forum*, Paris, France, 7–9 September, 18 p.

9. Brown, R., Leishman, J., Newman, S., Perry, F. (2002). Blade twist effects on rotor behaviour in the vortex ring state. *In: Proceedings of the 28th European Rotorcraft Forum*, Bristol, UK, 17–20 September, 14 p.

10. Krimskiy, V.S., Shcheglova, V.M. (2014). The investigation of rotor's inflow and main rotor's induced velocity at hover and steep descents. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*, no. 200, pp. 86–90. (in Russian)

11. Ahlin, G.A., Brown, R.E. (2009). Wake structure and kinematics in the vortex ring state. *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 54, no. 3, pp. 1–18. DOI: 10.4050/JAHS.54.032003

12. Mohd, N.A.A.R., Barakos, G. (2017). Performance and wake analysis of rotors in axial flight using computational fluid dynamics. *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 9, no. 2, pp. 193–202. DOI: 10.5028/jatm.v9i2.623

13. Stalewski, W., Surmacz, K. (2020). Investigations of the vortex ring state on a helicopter main rotor using the URANS solver. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 92, no. 9, pp. 1327–1337. DOI: 10.1108/AEAT-12-2019-0264

14. Kinzel, M.P., Cornelius, J.K., Schmitz, S. et al. (2019). An investigation of the behavior of a coaxial rotor in descent and ground effect. *In: Proceedings of the AIAA SciTech 2019 Forum*, San Diego, USA, 7–11 January, 13 p. DOI: 10.2514/6.2019-1098

15. Ignatkin, Y.M., Makeev, P.V., Shomov, A.I., Shaidakov, V.I. (2019). Compu-

tational research of the main rotor steep descent modes based on the nonlinear blade vortex model. *Russian Aeronautics*, vol. 62, no. 2, pp. 244–253. DOI: 10.3103/S1068799819020107

16. Makeev, P.V., Ignatkin, Yu.M., Shomov, A.I. (2021). Numerical investigation of full scale coaxial main rotor aerodynamics in hover and vertical descent. *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 34, issue 5, pp. 666–683. DOI: 10.1016/j.cja.2020.12.011

17. Vassiliyev, B.A., Kvokov, V.N., Pavlidi, F.N., Petrosian, E.A., Feofilov, E.B. (2007). The Ka-226 helicopter flight performance and its compliance with the modern requirements. *In: Proceedings of the 33th European Rotorcraft Forum*. Russia, Kazan, 11–13 September, 12 p.

18. Burtsev, B.N., Ryabov, V.I., Selemenev, S.V. (2007). Mathematical modeling of Ka-226 / Ka-26 Helicopter main rotor blade flapping motion at rotor acceleration / Deceleration in wind conditions. *In: Proceedings of the 33rd European Rotorcraft Forum*, Russia, Kazan, 11–13 September, 14 p.

19. Green, R., Gillies, E., Brown, R. (2005). The flow field around a rotor in axial descent. *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 543, pp. 237–261. DOI: 10.1017/S0022112005004155

20. Savas, O., Green, R., Caradonna, F. (2009). Coupled thrust and vorticity dynamics during vortex ring state. *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 54, no. 2, pp. 1–10. DOI: 10.4050/JAHS.54.022001

Сведения об авторах

Макеев Павел Вячеславович, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры проектирования вертолетов Московского авиационного института, makeevpv@mai.ru.

Игнаткин Юрий Михайлович, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры проектирования вертолетов Московского авиационного института, k102@mai.ru.

Шомов Александр Иванович, кандидат технических наук, доцент, главный конструктор по направлению АО «НЦВ Миль и Камов», a.shomov@nhc.aero.

Селеменев Сергей Витальевич, технический руководитель КБ 3.3 АО «НЦВ Миль и Камов», s.selemenev@kamov.ru.

Information about the authors

Pavel V. Makeev, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor at the Helicopter Design Chair, Moscow Aviation Institute, makeevpv@mai.ru.

Yuri M. Ignatkin, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor at the Helicopter Design Chair, Moscow Aviation Institute, k102@mai.ru.

Alexander I. Shomov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Chief Designer at JSC “Russian Helicopters”, a.shomov@rhs.aero.

Sergey V. Selemenev, Technical Director of the Design Office 3.3, JSC “Russian Helicopters”, s.selemenev@kamov.ru.

Поступила в редакцию	12.12.2023	Received	12.12.2023
Одобрена после рецензирования	09.02.2024	Approved after reviewing	09.02.2024
Принята в печать	21.03.2024	Accepted for publication	21.03.2024

УДК 629.7.015.4

DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-2-94-102

Experimental studies of the influence of elastic-dissipative parameters of engine mounting units on the dynamic characteristics of the “wing model – elastic pylon – engine” system

Y.V. Petrov¹, M.V. Semakova¹, V.G. Ugreninov¹

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

Abstract: A feature of modern heavy transport aircraft is their layout with engines on elastic pylons under the wing, with the fuel tanks located in the wing consoles. In this case, the main elastic tones of the aircraft's own oscillations, which determine its dynamic response to external disturbing influences, include the so-called motor tones (vertical and horizontal (lateral) oscillations of engines on elastic pylons). A new type of flutter has appeared – pylon, which for some aircraft determines the critical flutter speed of the aircraft as a whole. The main reason for this phenomenon is the low oscillation damping of the engine on the pylon under the wing. Therefore, research aimed at modernizing the engine mounting points on the pylon in order to reduce the level of elastic oscillations during aircraft operation seems relevant. One of the possible ways to solve this problem is to use the concept of a freed engine, when the engine attachment points to the pylon are modernized, providing more effective damping of engine oscillations. In order to confirm the possibility of practical implementation of these solutions, corresponding experimental studies were carried out on an experimental setup developed by the authors. A design of engine mounting units has been developed that allows specified displacements of the engine relative to the pylon during forced elastic oscillations of the system, which includes a hinged suspension, installation of additional elastic elements and hydraulic dampers. The article presents the results of studies of the influence of elastic-dissipative parameters (partial frequency of natural oscillations and partial decrement of oscillations) of an engine mount on an elastic pylon on the dynamic characteristics of the dynamic system “wing model – elastic pylon – engine”. It is shown that by introducing specially designed engine suspension units on pylons, it is possible to significantly change the dynamic characteristics (frequencies and amplitudes of natural oscillations) of the elastic system as a whole. Thus, the amplitudes of oscillations of the engine's center of mass in the region of motor tones decrease by 3...7 times during forced harmonic oscillations.

Key words: elastic-dissipative parameters of the suspension, dynamic characteristics, frequency and amplitude of natural oscillations, amplitude-frequency characteristics.

For citation: Petrov, Y.V., Semakova, M.V., Ugreninov, V.G. (2024). Experimental studies of the influence of elastic-dissipative parameters of engine mounting units on the dynamic characteristics of the “wing model – elastic pylon – engine” system. Civil Aviation High Technologies, vol. 27, no. 2, pp. 94–102. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-2-94-102

Экспериментальные исследования влияния упругодиссипативных параметров узлов крепления двигателя на динамические характеристики системы «модель крыла – упругий пилон – двигатель»

Ю.В. Петров¹, М.В. Семакова¹, В.Г. Угреинов¹

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

Аннотация: Особенностью современных тяжелых транспортных самолетов является компоновка с двигателями на упругих пилонах под крылом, при этом основная масса топлива размещена в консолях крыла. В этом случае в число основных упругих тонов собственных колебаний летательного аппарата (ЛА), которые определяют его динамический отклик на внешние возмущающие воздействия, входят так называемые двигательные тона (вертикальные и горизонтальные (боковые) колебания двигателей на упругих пилонах). Появился новый вид флаттера – пилонный, который для некоторых летательных аппаратов определяет критическую скорость флаттера ЛА в целом. Основная

причина этого явления заключается в низком демпфировании колебаний двигателя на пилоне под крылом. Поэтому представляются актуальными исследования, направленные на модернизацию узлов крепления двигателей на пилоне с целью снижения уровня упругих колебаний при эксплуатации ЛА. Одним из возможных путей решения данной задачи является использование концепции освобожденного двигателя, когда проводится модернизация узлов крепления двигателя к пилону, обеспечивающая более эффективное демпфирование колебаний двигателей. С целью подтверждения возможности практической реализации данных решений проведены соответствующие экспериментальные исследования на разработанной авторами экспериментальной установке. Разработана конструкция узлов крепления двигателя, допускающая заданные смещения двигателя относительно пилона при вынужденных упругих колебаниях системы, которая включает шарнирный подвес, установку дополнительных упругих элементов и гидравлических демпферов. В статье приводятся результаты исследований влияния упругодиссипативных параметров (парциальной частоты собственных колебаний и парциального декремента колебаний) подвески двигателя на упругом пилоне на динамические характеристики динамической системы «модель крыла – упругий пилон – двигатель». Показано, что путем введения специальным образом сконструированных узлов подвески двигателей на пилонах представляется возможным существенно изменить динамические характеристики (частоты и амплитуды собственных колебаний) упругой системы в целом. Так, амплитуды колебаний центра масс двигателя в области двигательных тонов уменьшаются в 3...7 раз при вынужденных гармонических колебаниях.

Ключевые слова: упругодиссипативные параметры подвески, динамические характеристики, частота и амплитуда собственных колебаний, амплитудно-частотные характеристики.

Для цитирования: Петров Ю.В., Семакова М.В., Угреинов В.Г. Экспериментальные исследования влияния упругодиссипативных параметров узлов крепления двигателя на динамические характеристики системы «модель крыла – упругий пилон – двигатель» // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 2. С. 94–102. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-2-94-102

Introduction

A layout with engines on elastic pylons under the wing is widely used on modern heavy transport aircraft. Such a layout possesses some important aerodynamic, integrity and service benefits, but there also are some significant drawbacks [1–8]. Thus, the new forms of pylon flutters occur [1, 2, 4], gyroscopic effects of engines in operation affect dynamic system parameters significantly [2–4, 6], particularly, there is a gyroscopic connect between symmetric and asymmetric oscillation tones. The main reason for this phenomenon is the low oscillation damping of the engine on the pylon under the wing, as in fact mode energy dissipates by construction and inner system damping. Therefore, research aimed at modernizing the engine mounting points on the pylon in order to reduce the level of elastic oscillations during aircraft operation seems relevant [9]. The research run by the authors showed that it is possible to increase the system dynamic features by using the concept of a freed (loosely mounted) engine [3]. The engine attachment points to the pylon are modernized, providing more effective damping of engine oscillations. Special elastomeric damping hardware elements are also implied in the mounting sys-

tem. In this case the gyroscopic and dynamic functions of elastic oscillations dissipator in “wing – elastic pylon – engine” system are joined in the engine [10–15]. The results of experiments on the oscillation dissipation method principal materialization opportunity and efficiency are presented in the following article.

Research methods

Research was run at the specially developed experimental setup. There is the setup schematic diagram in Figure 1, where 1 – rigid foundation; 2 – wing model (Mi-8 main rotor blade); 3 – pylon; 4 – mounting units to wing model; 5 – engine mounting unit to the pylon; 6 – engine; A – evocation block; 7 – electrodynamic vibrator; 8 – harmonic signal generator; B – register block; 9 – transition sensory picker; 10 – booster; 11 – register equipment.

There is a fundamental oscillation frequency spectrum (frequency correlation, spectrum position sequence), specific to a modern heavy transport aircraft wing, in the setup. The engine is based on standard TS-21 turbo starter by freed turbine mounting unit replacement for a fixed converging jet pipe. Rotor and thrust rotation

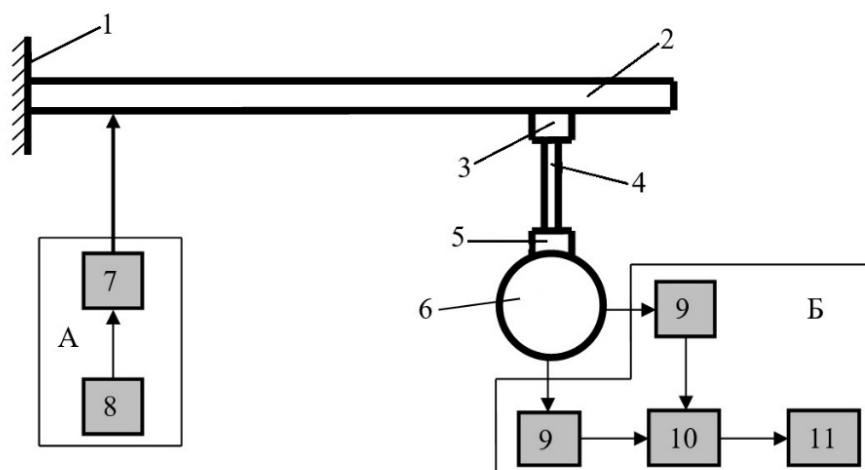


Fig. 1. Schematic diagram of the experimental setup

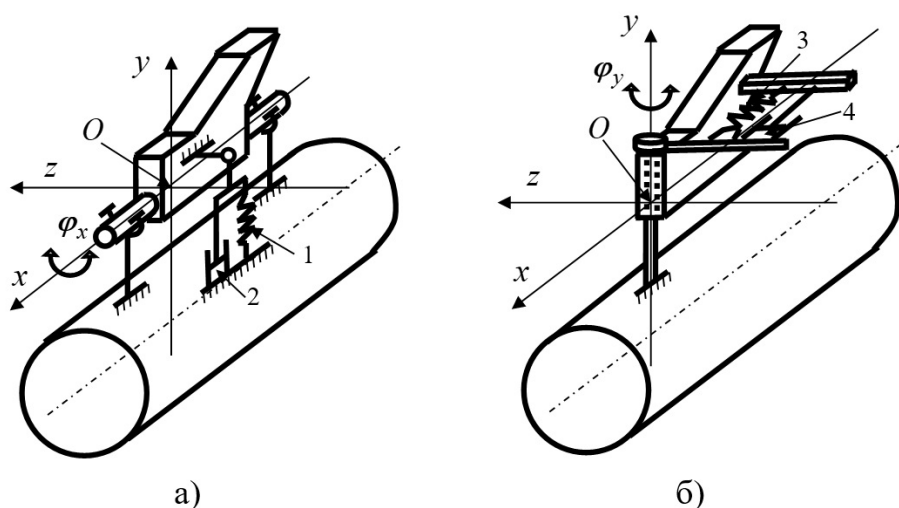


Fig. 2. Constructive diagram of the engine mounting units on the pylon:

a – the engine is conditionally freed relative to the Ox axis; *b* – the engine is conditionally released relative to the Oy axis;
1, 3 – elastic element; 2, 4 – hydraulic damper

frequency change was reached by jet pipe outlets of different face use and fuel introducing change, respectively. Engine basic specifications: mass is 22.4 kg; rotor axial moment of inertia is $0.0078 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$; rotor nominal spinning frequency is 515 Hz; rotor spinning frequency change range is 405...515 Hz; nominal engine thrust is 235 H; thrust change range is 162...235 H; maximum jet pipe temperature is 1120 K.

The engine is attached to the pylon by special replaceable mount, which allows to change elas-

tic dissipation engine attachment parameters. The two mounting unit variants were used, showed schematically in Figure 2, *a, b*. $Oxyz$ coordinate system is connected with mounting unit, at the same time Oy axis passes through engine mass center. There is the mounting scheme of an engine, freed relative to the Ox axis in Figure 2 (conversion angle φ_x).

We manage to vary partial parameters of the engine mounting units to the pylon by changing the rigidity of the elastic element 1 and hydraulic damper 2 damping coefficient: oscillation fre-

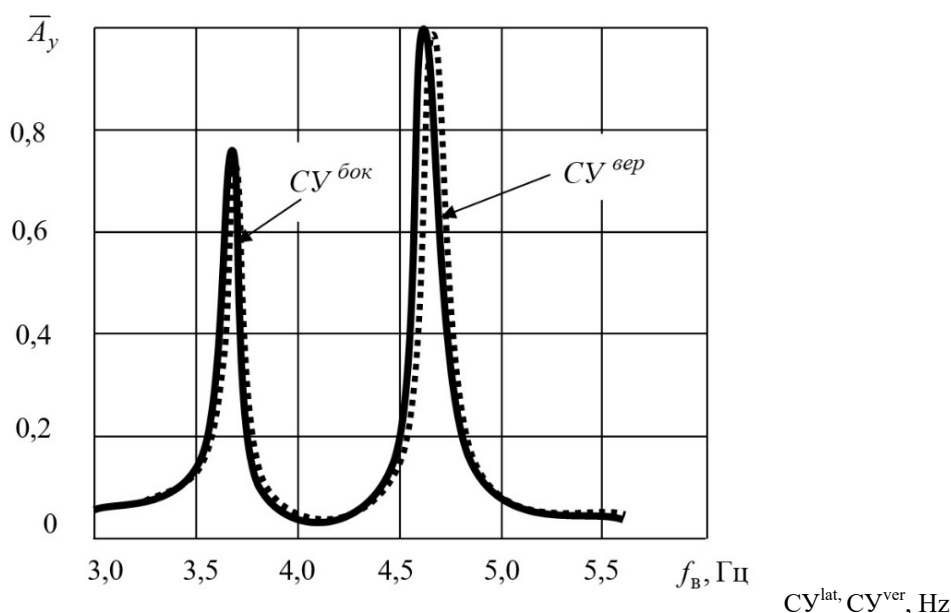


Fig. 3. Normalized frequency response of vertical oscillations of the engine at the center of mass in the region of motor tones (solid line – calculation, dashed line – experiment)

quency relative to axis $Ox - f_x$ and logarithmic decrement of oscillation fading δ_x . There is an attachment of an engine, freed relative to Oy axis (φ_y conversion angle). Engine oscillation frequency relative to axis $Oy - f_y$ and logarithmic decrement δ_y depend on elastic element 3 rigidity and hydraulic damper 4 damping coefficient. Partial attachment parameters dependence on the elastic element rigidity values and damper damping coefficients was being investigated on the special setup.

There were the following methods of experimental studies. Stimulated wing model oscillations with an engine on a pylon in frequency range of $f_B = 1,5...6,5$ Hz were triggered by the A block. The B register block was used for engine mass center oscillation amplitudes detection in planes A_z and A_y – horizontal and vertical planes respectively. Amplitude frequency responses (AFR) were made for the engine in both planes, which was based on the results obtained. The following parameters were changed: the rotor kinetic moment H_p ; engine thrust R ; elastic and dissipative attachment parameters $f_x, \delta_x, f_y, \delta_y$. The results were processed in accordance with GOST P 8.736-2011.

Results of the research

There are the general experiment results shown in Figures 3...8. Thus, there are AFRs for an engine in operation attached rigidly on a pylon in Figure 3 and Figure 4 (engine thrust is nominal, rotor spinning frequency is maximal) in planes $\bar{A}_z$ and $\bar{A}_y$ – horizontal and vertical planes respectively, gained by calculations (solid line) and experiment (dashed line). AFRs are normalized by engine mass center vertical oscillation amplitude by its vertical oscillation CY^{ver} tone. There is a satisfactory calculation and experimental data convergency.

There are experimental AFRs for the four fundamental elastic tones for the engine not running (solid line) and the running one, attached rigidly (dashed line) in Figure 5 and Figure 6, where VWB1 is a vertical first tone wing torsion; CY^{lat} are horizontal (lateral) engine oscillations; CY^{ver} are vertical engine oscillation and first tone wing camber; HWB1 is a horizontal first tone wing bending. Normalization is run by A_y^{max} for VWB1 tone for the engine not running. We can see that the effect of engine in operation is a kind of increase in all engine tones dissipa-

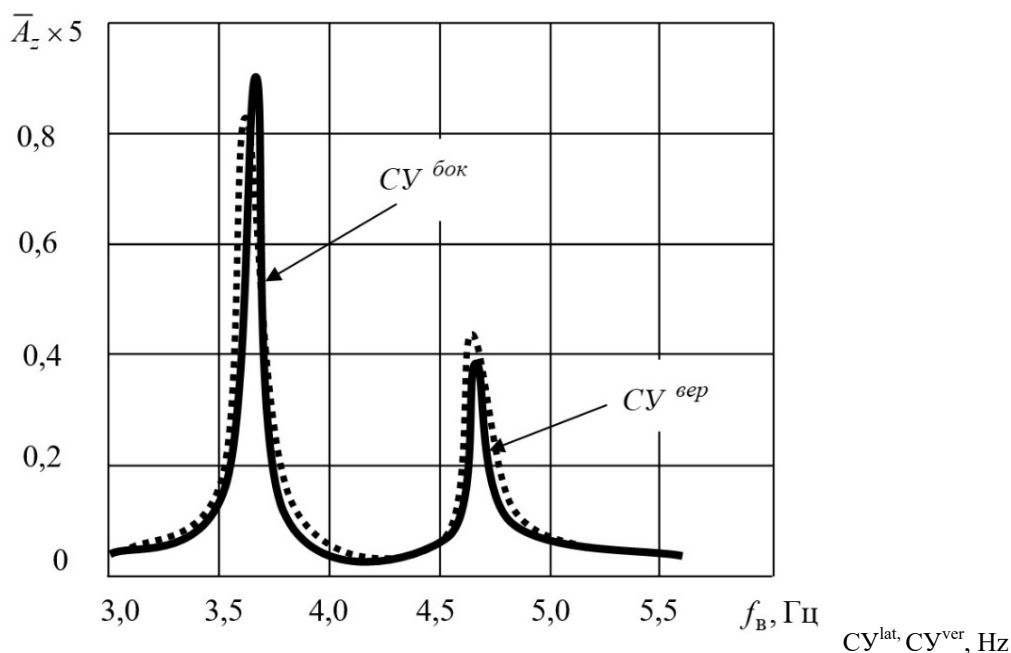


Fig. 4. Normalized frequency response of horizontal (lateral) engine oscillations in the center of mass in the area of motor tones (solid line – calculation, dashed line – experiment)

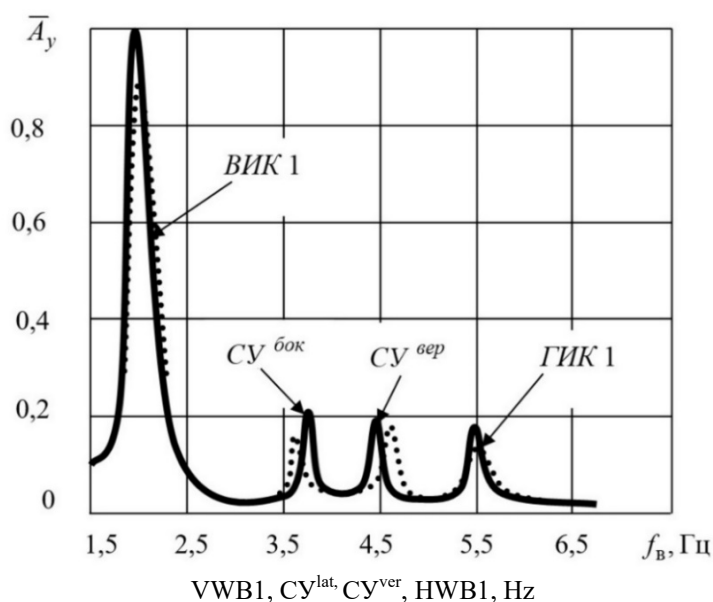


Fig. 5. Normalized experimental frequency response of vertical oscillations of the engine at the center of mass (solid line – the engine is not running, dashed line – the engine is running)

tive features, along with divergence in motor tones by frequency axis.

There are AFRs of engine mass center vertical oscillations in the region of motor tones by its rigid attachment to the pylon (solid line) and partial parameter setting valuations (the “n” in-

dex) of the attachment ($f_y^n = 1.95$ Hz; $\delta_y^n = 1.2$) in Figure 7. There are the same dependencies for engine mass center oscillations for ($f_x^n = 2.5$ Hz, $\delta_x^n = 0.8$) in Figure 8. AFRs normalization for Figure 7 and Figure 8 match the one for Figure 5 and Figure 6. Experimental data analysis allows

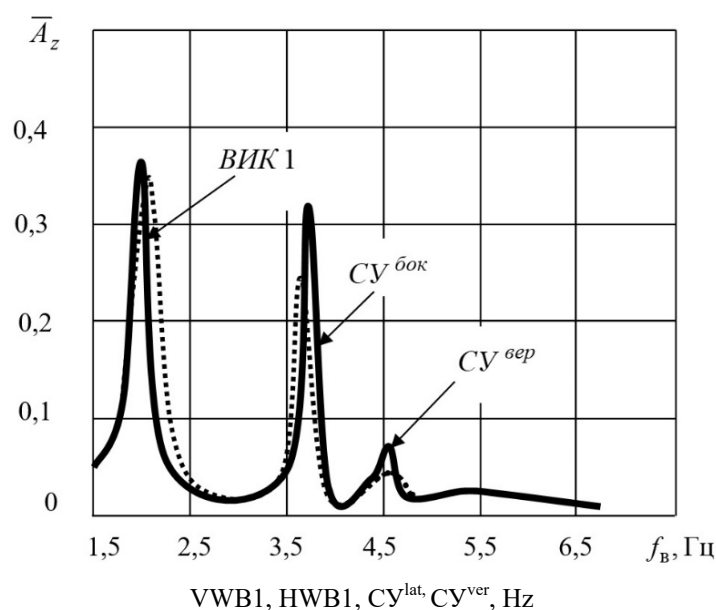


Fig. 6. Normalized experimental frequency response of horizontal (lateral) oscillations of the engine at the center of mass (solid line – the engine is not running, dashed line – the engine is running)

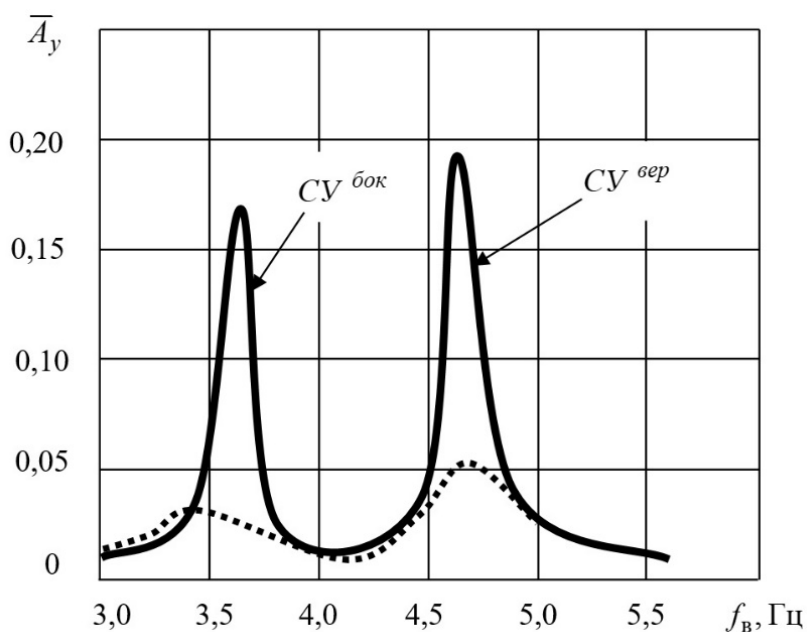


Fig. 7. Normalized experimental frequency response of vertical oscillations of the engine at the center of mass in the region of motor tones (solid line – rigidly mounted engine, dashed line – with suspension settings)

to claim that while running the freed engine method and its attachment setting parameters the significant decrease (3...7 times) in motor tones

oscillation amplitudes is expected. The same results were gained by calculation [1–3].

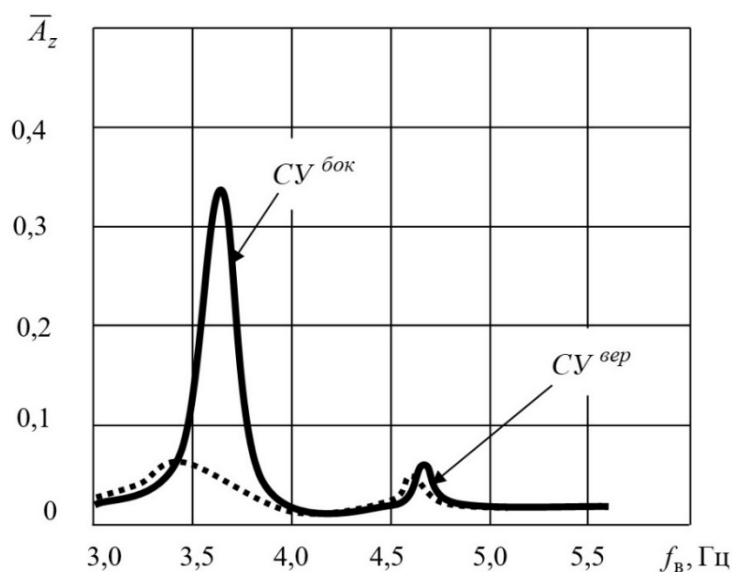


Fig. 8. Normalized experimental frequency response of horizontal (lateral) oscillations of the engine at the center of mass in the region of motor tones (solid line – rigidly mounted engine, dashed line – with suspension settings)

Conclusion

The results of experiment studies showed, that the freed engine method is one of the perspective directions, allowing to reduce significantly the dynamic loads on modern transport aircraft construction elements. In this case we manage to choose such engine mounting unit parameters (elastic element rigidity and hydraulic damper damping coefficient), which will allow to reduce 3...7 times engine mass center vertical and lateral oscillation amplitudes in the sphere of motor tones.

References

1. Jorgensen, L., Saki, H. (2023). Design of aero engine structure. Bachelor's thesis. University West. Uppsala, Sweden, 65 p.
2. Zichenkov, M.C., Ishmuratov, F.Z., Kuznecov, A.G. (2018). Studying the gyroscopic forces and structural damping joint impact on the wing flutter of the aeroelastic EuRAM model. *Aerospace MAI Journal*, vol. 25, no. 4, pp. 86–95. (in Russian)
3. Ovchinnikov, V.V., Petrov, Yu.V. (2017). Numerical methods for the study of aircraft aeroelasticity: Monography. Moscow: Iz-

datelskiy dom Akademii imeni N.Ye. Zhukovskogo, 160 p. (in Russia)

4. Ovchinnikov, V.V., Petrov Yu.V. (2020). Study of running engines inertial and gyroscopic properties influence on the dynamic system engine-pylon-wing structural capabilities. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 23, no. 3, pp. 63–72. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-3-63-72
5. Fujino, M., Oyama, H., Omotani, H. (2003). Flutter characteristics of an over-the-wing engine mount business-jet configuration. In: *44th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. AIAA 2003-1942*, pp. 1–12. DOI: 10.2514/6.2003-1942
6. Waitz, S., Hennings, H. (2015). The aeroelastic impact of engine thrust and gyroscopics on aircraft flutter instabilities. In: *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics*, IFASD-2015, pp. 1–15.
7. Wang, L., Wan, Z., Wu, Q., Yang, C. (2012). Aeroelastic modeling and analysis of the wing/engine system of a large aircraft. *Procedia Engineering*, vol. 31, pp. 879–885. DOI: 10.1016/j.proeng.2012.01.1116
8. Zettel, S., Boswald, M., Winter, R. (2023). Jet-engine vibration model for the estimation of pylon-wing interface loads. *DAGA*, pp. 628–631.

9. Vermel, V.D., Zichenkov, M.Ch., Koryakin, A.N., Paryshev, S.E. (2020). Study of an experimental prototype simulating a mechanical vibration damper with rotational friction pairs. *Journal of "Almaz – Antey" Air and Space Defence Corporation*, no. 4 (35), pp. 77–86. DOI: 10.38013/2542-0542-2020-4-77-86 (in Russian)

10. Serov, M.V., Averyanov, G.M., Alexandrova, S.G. (2013). Experience of using vibration theory to practical issues of application of inertial dynamic vibration absorbers. *Izvestiya MGTU "MAMI"*, no. 1 (15), pp. 118–124. (in Russian)

11. De Silva, C.W. (2007). Vibration damping, control, and design. 1st ed., CRC Press, 634 p.

12. Ünker, F., Çuvalci, O. (2015). Vibration control of a column using a gyroscope. In: *Procedia-Social and Behavioral Sciences*, vol. 195, pp. 2306–2315. DOI: 10.1016/j.sbspro.2015.06.182

13. He, H., Xie, X., Wang, W. (2017). Vibration control of tower structure with multiple cardan gyroscopes. *Shock and Vibration*. 2017. Vol. 2017. Article ID 3548360. 11 pp. DOI: 10.1155/2017/3548360 (accessed: 03.09.2023).

14. Soleymani, M., Norouzi, M. (2021). Active gyroscopic stabilizer to mitigate vibration in a multimegawatt wind turbine. *Wind Energy*, vol. 24, issue 7, pp. 720–736. DOI: 10.1002/we.2599 (accessed: 03.09.2023).

15. Sitnikov, D.V., Buran, A.A. (2021). The active dynamic vibration damper in non-stationary operation of a vibroactive unit. *Omsk Scientific Bulletin*, no. 4 (178), pp. 13–17. DOI: 10.25206/1813-8225-2021-178-13-17

Список литературы

1. Jorgensen L., Saki H. Design of aero engine structure. Bachelor's thesis. University West. Uppsala, Sweden, 2023. 65 p.

2. Зиченков М.Ч., Ишмуратов Ф.З., Кузнецов А.Г. Исследование совместного влияния гироскопических сил и конструкционного демпфирования на характеристики флаттера крыла аэроупругой модели EuRAM // Вестник МАИ. 2018. Т. 25, № 4. С. 86–95.

3. Овчинников В.В., Петров Ю.В. Численные методы исследования аэроупругости летательных аппаратов: монография. М.: ИД Академии имени Н.Е. Жуковского, 2017. 160 с.

4. Овчинников В.В., Петров Ю.В. Исследование влияния инерционных и гироскопических свойств работающих двигателей на прочностные характеристики динамической системы двигатель-пилон-крыло // Научный Вестник МГТУ ГА. 2020. Т. 23, № 3. С. 63–72. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-3-63-72

5. Fujino M., Oyama H., Omotani H. Flutter characteristics of an over-the-wing engine mount business-jet configuration // 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. AIAA 2003-1942, 2003. Pp. 1–12. DOI: 10.2514/6.2003-1942

6. Waitz S., Hennings H. The aeroelastic impact of engine thrust and gyroscopics on aircraft flutter instabilities // International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics. IFASD-2015. Russia, Saint Petersburg, 2015. Pp. 1–15.

7. Wang L. Aeroelastic modeling and analysis of the wing/engine system of a large aircraft / L. Wang, Z. Wan, Q. Wu, Ch. Yang // *Procedia Engineering*. 2012. Vol. 31. Pp. 879–885. DOI: 10.1016/j.proeng.2012.01.1116

8. Zettel S., Boswald M., Winter R. Jet-engine vibration model for the estimation of pylon-wing interface loads // DAGA. 2023. Pp. 628–631.

9. Вермель В.Д. Результаты исследований опытного образца механического демпфера вибраций с вращательными парами трения / В.Д. Вермель, М.Ч. Зиченков, А.Н. Корякин, С.Э. Парышев // Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей». 2020. № 4 (35). С. 77–86. DOI: 10.38013/2542-0542-2020-4-77-86

10. Серов М.В., Аверьянов Г.М., Александрова С.Г. Опыт применения теории колебаний к практическим вопросам применения инерционных динамических гасителей колебаний // Известия МГТУ «МAMI». 2013. Т. 3, № 1 (15). С. 118–124.

11. De Silva C.W. Vibration damping, control, and design. 1st ed. CRC Press, 2007. 634 p.

12. **Ünker F., Çuvalci O.** Vibration control of a column using a gyroscope // *Procedia-Social and Behavioral Sciences*, 2015. Vol. 195. Pp. 2306–2315. DOI: 10.1016/j.sbspro.2015.06.182

13. **He H., Xie X., Wang W.** Vibration control of tower structure with multiple cardan gyroscope [Электронный ресурс] // *Shock and Vibration*. 2017. Vol. 2017. Article ID 3548360. 11 pp. DOI: 10.1155/2017/3548360 (дата обращения: 03.09.2023).

14. **Soleymani M., Norouzi M.** Active gyroscopic stabilizer to mitigate vibration in a mul-

timegawatt wind turbine [Электронный ресурс] // *Wind Energy*. 2021. Vol. 24, iss. 7. Pp. 720–736. DOI: 10.1002/we.2599 (дата обращения: 03.09.2023).

15. **Ситников Д.В., Бурьян А.А.** Система виброизоляции с активным динамическим гасителем колебаний при нестационарном режиме работы поршневой машины // *Омский научный вестник*. 2021. № 4 (178). С. 13–17. DOI: 10.25206/1813-8225-2021-178-13-17

Information about the authors

Yuriy V. Petrov, Doctor of Technical Sciences, Professor, the Head of the Technical Mechanics and Engineering Graphics Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, doctor561@rambler.ru.

Marina V. Semakova, Senior Lecturer of the Chair of Technical Mechanics and Engineering Graphics, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, m.semakova@mstuca.aero.

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

Сведения об авторах

Петров Юрий Владимирович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой технической механики и инженерной графики МГТУ ГА, doctor561@rambler.ru.

Семакова Марина Владимировна, старший преподаватель технической механики и инженерной графики МГТУ ГА, m.semakova@mstuca.aero.

Угенинов Владимир Германович, кандидат технических наук, доцент кафедры технической механики и инженерной графики МГТУ ГА, v.ugreninov@mstuca.aero.

Поступила в редакцию
Одобрена после рецензирования
Принята в печать

07.11.2023
21.11.2023
21.03.2024

Received
Approved after reviewing
Accepted for publication

07.11.2023
21.11.2023
21.03.2024

ББК 05
Н 34
Св. план 2024

Научный Вестник МГТУ ГА
Том 27, № 02, 2024
Civil Aviation High TECHNOLOGIES
Vol. 27, No. 02, 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 21.03.2024.

Печать цифровая

Формат 60×90/8

13,0 усл. печ. л.

Заказ № 1028/ ???

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

