

Том 26, № 05, 2023

ISSN 2079-0619

e-ISSN 2542-0119

Научный Вестник МГТУ ГА



Civil Aviation High TECHNOLOGIES

Vol. 26, No. 05, 2023

Издается с 1998 г.

Москва
2023

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, к. э. н., старший научный сотрудник отдела научных исследований МГТУ ГА, Москва, Россия.

Члены главной редакции:

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Сюй Хаудзюнь, PhD, Университет военно-воздушных сил, Хуань, 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, Candidate of Sciences, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia.

Chief Editorial Board:

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;

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;

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

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

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;

Sergey F. Boev, Professor, Doctor of Sciences, General Director, Interstate Joint Stock Corporation "Vimpel", Moscow, 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;

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;

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;

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Халютин С.П., проф., д. т. н., ген. директор ООО «Экспериментальная мастерская 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;

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 "Experimental laboratory NaukaSoft", Moscow, Russia;

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

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

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

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

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

СОДЕРЖАНИЕ

ТРАНСПОРТНЫЕ СИСТЕМЫ

Beliatiskii I.V., Samoylenko V.M., Kozlov A.N. The problem of risk management for flight safety in the field of aviation fuel supply of air transportation	8
Бояренко Э.С., Болелов Э.А., Васильев О.В., Коротков С.С. Экспериментальный статистический анализ радиолокационных сигналов, отраженных от опасных метеорологических явлений	19
Горбунов А.Л., Ли Ю. Обеспечение визуальной когерентности в обучающих системах дополненной реальности с учетом авиакосмической специфики	30
Муравьев И.С. Метод обучения пилотов воздушных судов последнего поколения взаимодействию с экипажами других воздушных судов	42
Савушкин С.А., Балышин К.Э., Козлов А.Н., Браилко А.А. Особенности эксплуатации авиационных топливозаправщиков в условиях Крайнего Севера	53
Шاپорова Е.А., Василевич С.В., Стойко С.О., Щур В.В. Термоконверсия авиационных масел	65

МАШИНОСТРОЕНИЕ

Mashoshin O.F., Kharmats I.G. Application of the method of insignificant divergences to diagnose the technical aircraft gas turbine engine state under the transient-state conditions of its operation	81
--	----

CONTENTS

TRANSPORTATION SYSTEMS

Belitskii I.V., Samoylenko V.M., Kozlov A.N. The problem of risk management for flight safety in the field of aviation fuel supply of air transportation	8
Boyarenko E.S., Bolelov E.A., Vasiliev O.V., Korotkov S.S. Experimental statistical analysis of radar signals reflected from weather hazards	19
Gorbunov A.L., Li Yu. Visual coherence in augmented reality training systems considering aerospace specific features	30
Muravyov I.S. Method of training pilots of the latest-generation aircraft to interact with crews of other aircraft	42
Savushkin S.A., Balyshin K.E., Kozlov A.N., Brailko A.A. Operation features of aviation tankers in the conditions of the Far North	53
Shapороva E.A., Vasilevich S.V., Stoiko S.O., Shchur V.V. Thermal conversion of aviation oils	65

MECHANICAL ENGINEERING

Mashoshin O.F., Kharmats I.G. Application of the method of insignificant divergences to diagnose the technical aircraft gas turbine engine state under the transient-state conditions of its operation	81
--	----

ТРАНСПОРТНЫЕ СИСТЕМЫ

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

2.9.4. – Управление процессами перевозок;

2.9.6 – Аэронавигация и эксплуатация авиационной техники;

2.9.8 – Интеллектуальные транспортные системы

УДК 347.822.4

DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-5-8-18

The problem of risk management for flight safety in the field of aviation fuel supply of air transportation

I.V. Beliatskii¹, V.M. Samoylenko¹, A.N. Kozlov¹

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

Abstract: At the present stage of the development of aviation activity, there is a significant increase in aviation traffic, which in turn puts a significant burden on the supply of jet fuel to civil aviation. On average, 10.9 million tons of aviation kerosene per year are supplied to the domestic market of the country¹. In Russia, a significant market share in the supply of aviation fuel is occupied by the leaders, among which now are Lukoil, Rosneft and Gazprom which all together are vertically integrated oil companies (VIOC). Along with the colossal volumes of production and supply of jet fuel, which include many technological operations, starting from the production stage to the direct delivery “to the wing” of the aircraft, the probability of production and supply of not only high quality, but also substandard jet fuel increases. Substandard fuel poses a rather serious threat during the operation of aviation equipment, being one of the many factors leading to failures of aviation equipment, aviation accidents and incidents, thereby reducing the level of flight safety. Oil refining companies, refueling complexes and airlines are interested in the safety of their activities, which have reliable systems and means to ensure it, but nevertheless substandard fuel takes place. One of the important reasons is the lack of a unified integrated flight safety system in terms of aviation fuel supply for air transportation, and therefore, it is necessary to search for new or implement existing adapted methods, solutions, systems and means to ensure the required level of flight safety.

Key words: flight safety, risk, risk management, adapted flight safety management system, aviation fuel, vertically integrated oil companies, refueling complexes, aircraft.

For citation: Beliatskii, I.V., Samoylenko, V.M., Kozlov, A.N. (2023). The problem of risk management for flight safety in the field of aviation fuel supply of air transportation. Civil Aviation High Technologies, vol. 26, no. 5, pp. 8–18. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-5-8-18

Проблема управления рисками для безопасности полетов в области авиатопливообеспечения воздушных перевозок

И.В. Беляцкий¹, В.М. Самойленко¹, А.Н. Козлов¹

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

Аннотация: На современном этапе развития авиационной деятельности наблюдается значительный рост авиационных воздушных перевозок, что в свою очередь дает существенную нагрузку на снабжение гражданской авиации реактивным

¹ Manufacture of refined petroleum products. Basic criteria. The Ministry of Energy of the Russian Federation official website. Available at: <https://minenergo.gov.ru/node/1213> (accessed: 05.09.2022). (in Russian)

топливом. В среднем на внутренний рынок страны поставляется около 10,9 млн тонн авиационного керосина в год¹. В Российской Федерации значительную долю рынка в поставках авиационного топлива занимают вертикально интегрированные нефтяные компании (ВИНК), лидерами среди которых в настоящий момент являются «Лукойл», «Роснефть» и «Газпром». Наряду с колоссальными объемами производства и поставок авиационного топлива, включающих в себя множество технологических операций, начиная с этапа производства до непосредственной выдачи «в крыло» воздушного судна, повышается вероятность производства и поставок не только качественного, но и некондиционного авиационного топлива. Некондиционное топливо представляет достаточно серьезную угрозу в ходе эксплуатации воздушных судов, являясь одним из множества факторов, приводящих к отказам авиационной техники, авиационным происшествиям и инцидентам, снижая тем самым уровень безопасности полетов. В вопросах безопасности своей деятельности заинтересованы нефтеперерабатывающие компании, топливозаправочные комплексы и авиакомпании, которые имеют надежные системы и средства ее обеспечения, но тем не менее некондиционное топливо имеет место. Одной из важных причин является отсутствие единой комплексной системы обеспечения безопасности полетов в части авиатопливообеспечения воздушных перевозок, в связи с чем необходим поиск новых или внедрение существующих адаптированных методик, решений, систем и средств обеспечения требуемого уровня безопасности полетов.

Ключевые слова: безопасность полетов, риск, управление риском, адаптированная система управления безопасностью полетов, авиационное топливо, вертикально интегрированные нефтяные компании, топливозаправочные комплексы, воздушное судно.

Для цитирования: Беляцкий И.В., Самойленко В.М., Козлов А.Н. Проблема управления рисками для безопасности полетов в области авиатопливообеспечения воздушных перевозок // Научный Вестник МГТУ ГА. 2023. Т. 26, № 5. С. 8–18. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-5-8-18

Introduction

Aviation fuel is one of the most important links in a key chain of aircraft preparation for the flight. Expenses of aircraft operators for aviation fuel are no less than 30 percent of total cost during aircraft operation. Daily aviation fuel consumption in Russia is about 15–16 thousand of tons.² Provision of high quality aviation fuel is a priority task for all responsible organizations, involved in the following services delivery.

Aviation fuel supply of air transportation is a complicated system, which includes the following stages:

- 1) manufacturing at oil refining factories;
- 2) quality control;
- 3) filtration;
- 4) transportation:
 - by conduit pipe;
 - by auto transport;
 - by maritime transport;
 - by railroad transport;
- 5) reception to fueling company refinery;
- 6) storage;
- 7) preparation for delivery;
- 8) delivery to an aircraft.

There is a multitude of dangerous factors [1] at all the above-mentioned stages. For instance: agent usage, selection of tests, tankage clearing procedures inobservance; violation of laboratory procedure calibration procedure; non-control of conduit pipe, mooring fitting service and conduit pipe flushing, the untimely filter element renewal; the use of damaged filter elements in working environment, the use of non-specialized loading and off-loading sleeves/hosepipes; the use of reservoirs with damaged inner coverage; sedimentation and drainage procedures inobservance before aviation fuel dispatch; violation of fuel preparation procedures; violation of aviation fuel filling procedures; safety-first procedures inobservance by responsible staff, etc.

Dangerous factors may have singular manifestations at different parts of aviation fuel manufacturing and supply chain, forming a combination of factors, leading to substandard aviation fuel entry into a market and following aviation incidents.

According to flight safety analysis data^{3,4} from 2009 to 2021 there is a tendency to high level of

² Airports of Siberia and Far East lack kerosene-type jet fuel [Electronic resource] // Prima Media.ru. Available at: <https://primamedia.ru/news/139651/> (accessed: 10.09.2022). (in Russian)

³ The FAAT Rosaviatsiya archives of aviation and work-related incidents. Available at: <https://archive.aviaregistr.ru/> (accessed: 10.09.2022). (in Russian)

⁴ The automated aircraft flight safety system of the Russian Federation. The Federal Agency for Air Transport (Rosaviatsiya). P. 62. Available at: <https://famt.gov.ru/dejatelnost-is/?id=3967> (accessed: 10.09.2022). (in Russian)

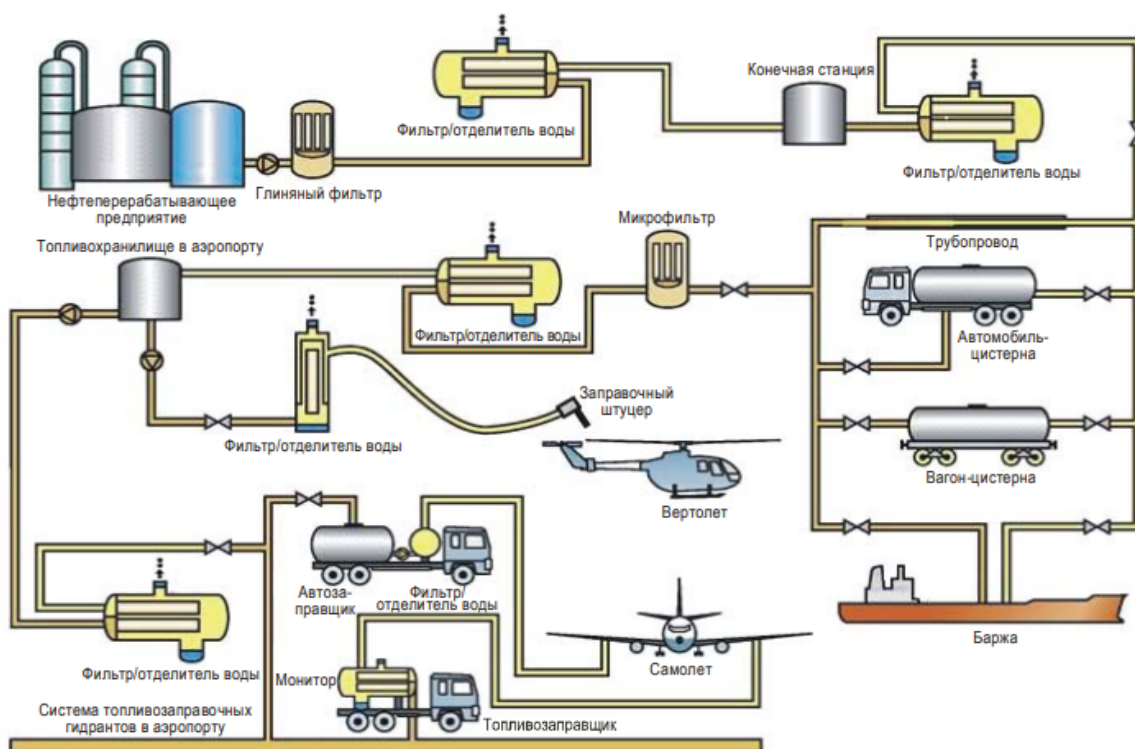


Fig. 1. Scheme for the supply and distribution chain from refinery to aircraft⁵:

нефтеперерабатывающее предприятие – oil refinery; глиняный фильтр – clay filter; фильтр / отделитель воды – water filter/separator; конечная станция – terminal; топлиохранилище в аэропорту – airport fuel storage; микрофильтр – microfilter; заправочный штуцер – filter connector; вертолет – helicopter; трубопровод – conduit pipe; автомобильная цистерна – motor tank truck; вагон-цистерна – car tank track; автозаправщик – tanker; монитор – monitor; топливозаправщик – fuel tanker; самолет – plane; баржа – barge; система топливозаправочных гидрантов в аэропорту – airport fueling fireplug system

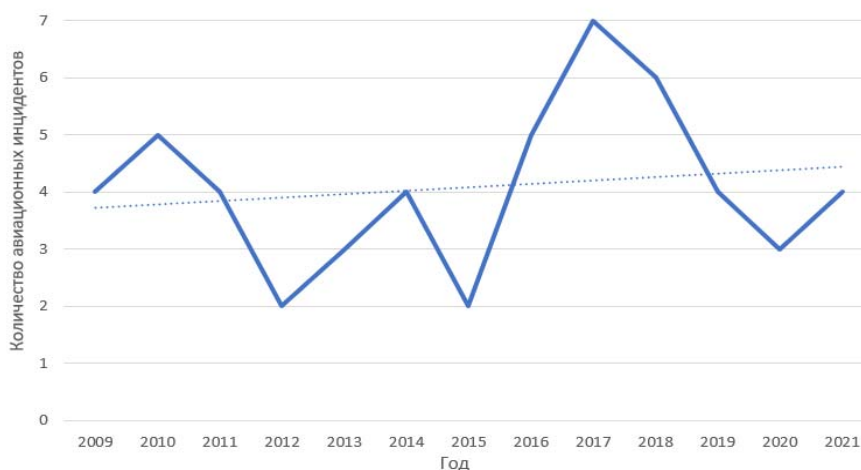


Fig. 2. The total number of aviation incidents related to aircraft fuel supply in the Russian Federation from 2009 to 2021

aircraft incidents not only due to technical failures and flight control procedures violation, but also because of substandard fuel provision.

⁵ Doc. 9977 AN/489. (2012). Manual on civil aviation jet fuel supply. ICAO, 46 p.

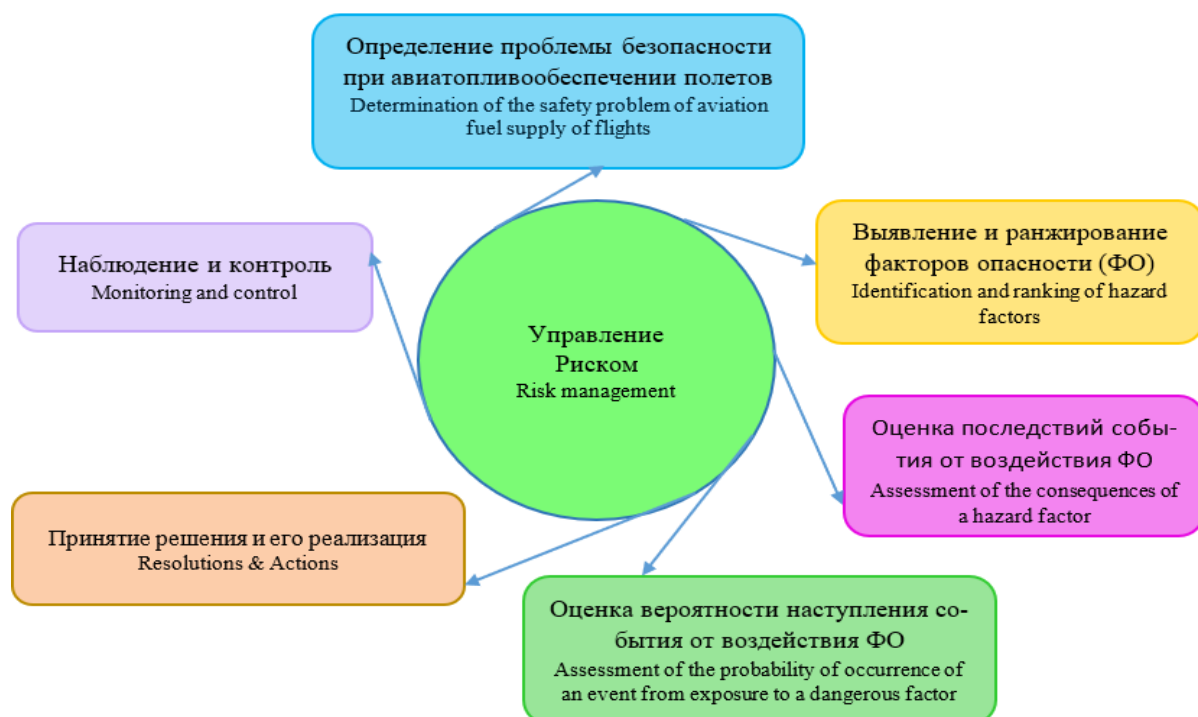


Fig. 3. The general principle of flight safety risk management of aviation fuel supply companies for air transportation

The main part of aviation events is related to mechanical solids in fuel and water contamination, along with violation of aviation fuel filling procedures and safety-first inobservance by the staff in charge. As an aircraft has a broad destination network, it is difficult enough, and frequently impossible at all to detect an airport where the substandard fuel is used, which, in its turn, subsequently affects airworthiness and flight safety. According to FAR-10⁶, this is exactly an operator who is fully responsible for flight safety, not a fueling company. The reason is that the following companies just do not have a flight safety risk management system (thereafter FSRMS) in terms of services being provided. Airport operator, who develops and operates

FSRMS, including all kinds of airport business by service providers [2, 3], is obliged to possess a FSRMS, according to FAR-441⁷ and the 642 Government Resolution⁸.

⁶ The Order of the Ministry of Transport of the Russian Federation dated 12.01.2022 № 10 "On the establishment of Federal Aviation Rules "The requirements to the entities, individual undertakers operating commercial air transportation" The Federal Agency for Air Transport (Rosaviatsiya). P. 62. Available at: <https://favt.gov.ru/dokumenty-federalnyeypravila/?id=2874> (accessed: 10.09.2022).

⁷ The Order of the Ministry of Transport of the Russian Federation dated 02.11.2022 № 441 "On the establishment of Federal Aviation Rules "The requirements to the fixed-base operators of civil aviation airports". GARANT.RU. The information and legislation resource. P. 14. Available at: <https://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/405745917/> (accessed: 10.09.2022). (in Russian)

⁸ The Order of the Government of the Russian Federation dated 12.04.2022 № 642. "For flight safety management systems development and operation rules approval, along with data on dangerous factors and risk for civil aviation aircraft flight safety collection and analysis, data storage and exchange according to ICAO international standards and for recognition of some Federal Government acts invalid" (the act has not entered into force). GARANT.RU. Informational and legal web portal. 7 p. Available at: <https://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/404379316/> (accessed: 10.09.2022). (in Russian)



Fig. 4. Classification of dangerous factors

Research method and methodology

FSRMS of aviation fuel service provider development and implementation is an extensive challenge [4, 5] in circumstances of market relations and flight safety provision.

It is necessary either to develop new decisions and methods or adjust the existing ones in order to provide flight safety in terms of services provided by manufacturers, suppliers, fueling companies and aviation fuel quality control organizations.

FSRMS of corporates, providing aviation fuel supply services, is developed according to the general risk management principle⁹ [6–8].

Civil aviation flight safety analysis in the last few years indicates the problem of aviation fuel supply and necessity of risk management in these terms.

The first stage of risk management starts with dangerous factors revealing and ranging. This step is technically complicated, as it includes the

total of aviation fuel supply organizations: manufacturers, POL suppliers, fueling and POL quality control organizations.

The essence of the second stage is dangerous factors action risk assessment. Risk assessment has always been the most complicated part of aviation risk management process due to subjectiveness of consequences severity at danger manifestation and lack of information [9–11].

At the following stage of aviation fuel supply corporates work it is necessary to choose one or more of flight safety risk management methods and adjust them for the industry in question.

It is advisable to use and adjust methods, which are implemented widely in airline companies which have experience of use, wide statistics and practice of integrated methods – “ICAO Risk Assessment Matrix” [12] and “Bow-tie method” [13].

Bow-tie is a simple and efficient method, based on potential risk analysis and schematical description. Left part of the Bow-tie is a reason, the knot itself is an event, the right part symbolizes a consequence. The Bow-tie method is unique for the opportunity of understanding the reasons of materialized risk, which, in other words, have already taken place. It is also possible to develop

⁹ GOST R 57239-2016 Air transport (2021). Safety management of aviation activity. Data base. Aviation infrastructure risks of airport operation. Moscow: Standartinform, 24 p. (in Russian)

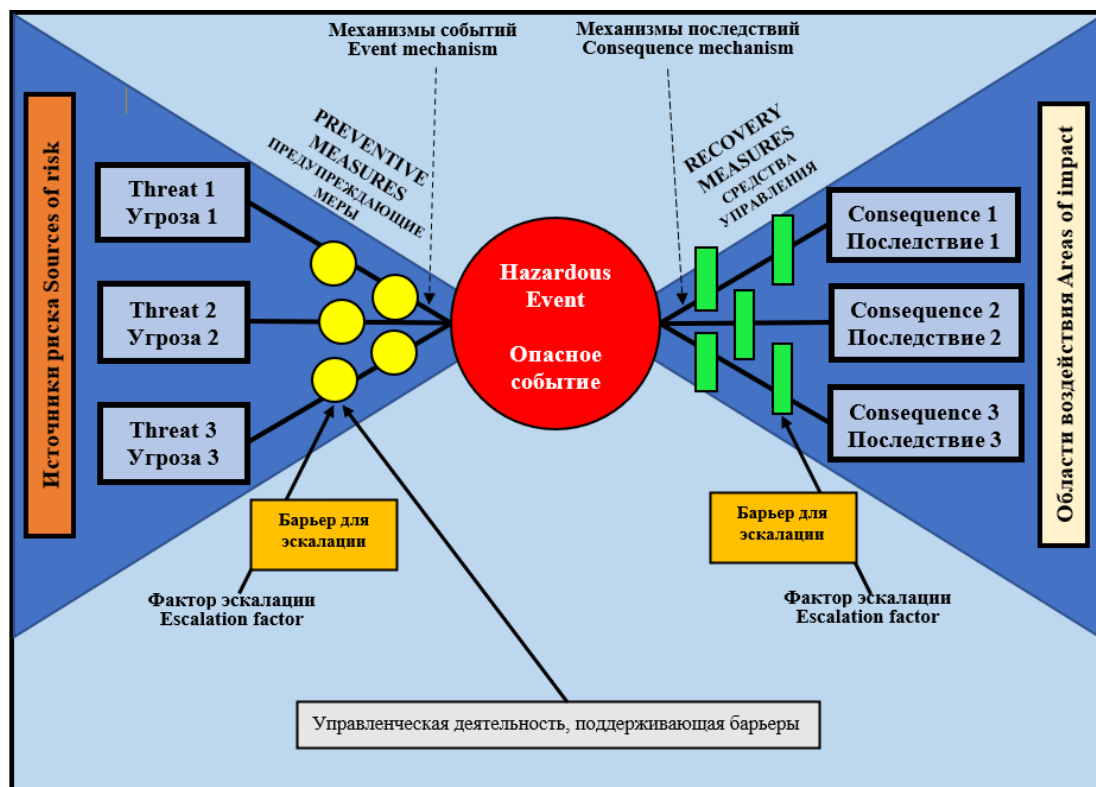


Fig. 5. Bow-tie risk management method¹⁰

Table 1

The example of using the Bow-tie method

THREAT	Recovery measures	Hazardous event	Control measures	Consequence
The untimely fuel tanks clearing	Inspection of procedure fulfillment by technical control department staff members.	EICAS MESSAGE "ENGINE FUEL FILTER R" in this case the following message indicates right engine fuel filter clogging	Normative and technical documentation requirements for aviation fuel quality, fueling and storage procedures	Rejected take-off/incident
End lug pollution during pressure fill				Aircraft malfunction
The untimely checkout of means of cleaning and water trapping system at fuel filling point	Company staff periodical training and qualification assessment			Airline company scheduled flight frequency deterioration

approaches and reveal risk management factors basing on results of the research [14].

Research stages by Bow-tie method:

- Risk revelation in order to form Bow-tie diagram foundation.
- Event reasons determination considering risk sources.

- Complex analysis of risk reason potential development before the moment of unwanted event.
- Risk linking with the main reasons.
- Including the reasons leading to risk probability increase into the diagram.

¹⁰ GOST R 58771-2019. (2020). Risk management. Risk assessment technologies Moscow: Standartinform, 78 p. (in Russian)

Table 2

ICAO Risk Assessment Matrix

The probability of risk in the framework of aviation fuel supply of aircraft		Risk severity				
		Catastrophic A	Hazardous B	Major C	Minor D	Negligible E
5	Frequent	5A	5B	5C	5D	5E
4	Occasional	4A	4B	4C	4D	4E
3	Remote	3A	3B	3C	3D	3E
2	Improbable	2A	2B	2C	2D	2E
1	Extremely improbable	1A	1B	1C	1D	1E
Risk levels		Inappropriate risk level				
		Permissible risk level				
		Appropriate risk level				

- Planning of defense measures for risk prevention.
- Risk consequences listing.
- Development of correction measures and solutions for their mitigation.

There is an example of the method implementation in case of the event EICAS MESSAGE BOEING 777 “ENGINE FUEL FILTER R” (in this case the following message signs about right engine fuel filter clogging).

Risk assessment method with ICAO risk assessment matrix is an assessment of dangerous manifestation probability and severity of probable events, linked with revealed dangerous factors [12].

It is necessary to match the level of ICAO matrix complexity with needs and production tasks of the certain organization. Besides that, it is necessary to notice that both qualitative and quantitative criteria can be used in organizations (up to 15 different values).

The scale of dangerous factors manifestation probability is determined by organizations themselves or by their responsible persons, possessing authority in terms of risk management, acting as risk owners.

Risk factors probability for flight safety is determined as a probability of hazardous event or result manifestation or repetition.

It is worth noticing, that initial data for dangerous factor manifestation probability derivation is an analysis of similar dangerous factors, appeared within the risk monitoring period (week, month, year).

Tables of dangerous factor probability and severity assessment are used for dangerous factor analysis.

Let us consider such a dangerous factor, revealed during auditing aviation fuel supply corporate auditing, as water and mechanical contamination in the airfield fuel storage tank. According to the expert opinion of risk owners, let us assume the following as manifestation of the given dangerous factor:

- rejected takeoff/incident;
- clogging of the aircraft fuel filter;
- providing of services, not meeting safety requirements;
- claims of the customer;
- fuel tanker withdrawal for a certain period of time.

Every dangerous factor manifestation is an alleged event, for which it is necessary to determine its probability and severity.

Severity assessment should consider all the possible consequences of the dangerous factor, based on the worst alleged situation. For instance, the probability of manifestation of a such

dangerous event as a rejected takeoff – an incident due to dangerous factor affection, revealed during auditing, is determined as remote by risk owner, along with “major” severity. Risk owner supposes this basing on large data package analysis results, knowledge and experience in terms of expert assessment, along with tables of risk severity¹¹ and probability for flight safety, made basing on them.

Let us determine risk level with ICAO matrix¹² after dangerous event manifestation probability due to dangerous factor affection and consequences severity having been outlined. There is a risk level 3C in the following case. The obtained value indicates the permissible risk level.

The essence of the third and the fourth stages of risk assessment is taking correction measures for decreasing probability of dangerous event manifestation and its consequences, along with their control and monitoring in terms of aviation fuel supply corporates [15].

Conclusion

Nowadays FSRMS implementation in aviation fuel supply corporates is a key challenge. Risks are managed by using the existing qualitative methods in order to operate FSRMS.

Efficiency of the following methods use is determined by collection of reliable data on dangerous factors manifestation at aviation fuel supply corporates work, correction and preventive measures development and timely decisions made by authorities.

Each of the methods described has its advantages and disadvantages. The “Bow-tie” allows us to assess the risks which have already taken place, and the matrix method allows us to predict the risks. However, both methods cannot be used for any quantitative calculations as the following methods do not reflect the total of reasons, which can occur simultaneously and cause consequences. It is also worth noticing, that risk

matrix is only the instrument for qualitative risk assessment [16].

The simplicity of these methods application allows to implement them at initial stages of flight safety provision system at aviation fuel supply corporates, which, in its turn, increases the charges and time for its formation. Implementation of qualitative methods is also possible along with risk management quantitative approaches in further work. The integrated use of this methods allows to gain the best, practically significant and reliable result.

References

1. Sukhikh, N.N., Dalinger, Y.M., Kudryakov, S.A., Horoshavtcev, Y.E., Matciyevskiy, Y.M. (2017). Risk factors management for flight safety improvement purposes. *Revista Espacios*, vol. 38, no. 33, p. 24.
2. Lushkin, A.M. (2017). Typical safety management system of an operator in the Russian Federation. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 20, no. 1, pp. 8–16. (in Russian)
3. Zubkov, B.V., Fourar, H.E. (2017). Flight safety management problems and evaluation of flight safety level of an aviation enterprise. *Civil Aviation High Technologies*. vol. 20, no. 5, pp. 145–151. DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-5-145-151 (in Russian)
4. Tolstykh, S.A., Sharov, V.D. (2018). Method of SMS basic elements development for the aerodrome operator. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 21, no. 4, pp. 29–38. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-4-29-38 (in Russian)
5. Sharov, V.D., Vorob'ev, V.V., Nikolaikin, N.I., Kuznetsov, V.L., Tolstykh, S.A. (2020). Methodology for estimating the safety and quality of the aviation service provider activities using the principal component analysis. *Russian Aeronautics*, vol. 63, pp. 575–585. DOI: 10.3103/S1068799820040030
6. Palamarchuk, G.I., Liberman, P.Yu. (2022). Risk management imperatives in aviation activity. *Proceedings of Petersburg Transport University*, vol. 19, no. 3, pp. 489–497.

¹¹ Doc. 9859 AN/474. (2018). Safety Management Manual. 4rd ed. ICAO, 218 p.

¹² Doc. 9859 AN/474. (2018). Safety Management Manual. 4rd ed. ICAO, 218 p.

DOI: 10.20295/1815-588X-2022-3-489-497 (in Russian)

7. **Muller, R., Wittmer, A., Drax, C. (Eds.).** (2014). Aviation risk and safety management. Methods and applications in aviation organizations. Springer International Publishing Switzerland, 216 p. DOI: 10.1007/978-3-319-02780-7

8. **Selyukov, V.K.** (2008). Risk management of the organization: teaching aid. Moscow: MGTU im. N.E. Bauman, 189 p. (in Russian)

9. **Belenkov, V.G., Volkov, M.V., Godikov, D.A., Kan, A.V.** (2022). The methodology of proactive aviation safety management and the formation of reliable predictive assessments of the level of flight safety. *Highly Available Systems*, vol. 18, no. 1, pp. 39–46. DOI: 10.18127/j20729472-202201-04 (in Russian)

10. **Honcharenko, Y., Martyniuk, O., Open'ko, P., Radko, O.** (2020). The method of proactive risk assessment for flight safety based on the rate of dangerous events. *Advances in Military Technology*, vol. 15, no. 2, pp. 365–377. DOI: 10.3849/aimt.01424

11. **Yeun, R., Bates, P., Murray, P.** (2014). Aviation safety management systems. *World Review of Intermodal Transportation Research*, vol. 5, no. 2, pp. 168–196. DOI: 10.1504/WRITR.2014.067234

12. **Mostafa, A.** (2020). Safety and risk assessment of civil aircraft during operation. China, Intechopen, 212 p. DOI: 10.5772/intechopen.93326

13. **Gareth, B.** (2007). Practical HSE risk management – an introduction to the Bow-tie Method. In: *International Conference for Achieving Health & Safety Best Practice in Construction*. Dubai, UAE, 26–27 February, Risktec Solutions Ltd., 30 p. Available at: <https://maddenmaritime.files.wordpress.com/2013/01/introduction-to-bow-tie-method-dubai.pdf> (accessed: 27.12.2022).

14. **Kartvelishvili, V.M., Sviridova, O.A.** (2017). Risk management. Methods of risk assessment: Tutorial. Moscow: FGBOU VO “REU im. G.V. Plekhanova”, 120 p. (in Russian)

15. **Li, Z., Xu, H., Xue, Y., Pei, B.** (2018). Construction method of flight safety manipulation space based on risk prediction. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, vol. 44, no. 9, pp. 1839–1849. DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0686

16. **Zubkov, B.V., Sharov, V.D.** (2010). Theory and practice of determining risks in aviation enterprises during the development of a safety management system: Monography. Moscow: MGTU GA, 196 p. (in Russian)

Список литературы

1. **Sukhikh N.N.** Risk factors management for flight safety improvement purposes / N.N. Sukhikh, Y.M. Dalinger, S.A. Kudryakov, Y.E. Horoshavtcev, Y.M. Matciyevskiy // *Revista Espacios*. 2017. Vol. 38, no. 33. P. 24.

2. **Лушкин А.М.** Типовая система управления безопасностью полетов эксплуатанта воздушных судов России // *Научный Вестник МГТУ ГА*. 2017. Т. 20, № 1. С. 8–16.

3. **Зубков Б.В., Фурар Х.Э.** Проблемы системы управления безопасностью полетов и определения уровня безопасности полетов авиационного предприятия // *Научный Вестник МГТУ ГА*. 2017. Т. 20, № 5. С. 145–151. DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-5-145-151

4. **Толстых С.А., Шаров В.Д.** Метод разработки основных элементов СУБП оператора аэродрома // *Научный Вестник МГТУ ГА*. 2018. Т. 21, № 4. С. 29–38. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-4-29-38

5. **Sharov V.D.** Methodology for estimating the safety and quality of the aviation service provider activities using the principal component analysis / V.D. Sharov, V.V. Vorob'ev, N.I. Nikolaikin, V.L. Kuznetsov, S.A. Tolstykh // *Russian Aeronautics*. 2020. Vol. 63. Pp. 575–585. DOI: 10.3103/S1068799820040030

6. **Паламарчук Г.И., Либерман П.Ю.** Императивы управления рисками в авиационной деятельности // *Известия Петербургского университета путей сообщения*. 2022. Т. 19, № 3. С. 489–497. DOI: 10.20295/1815-588X-2022-3-489-497

7. Aviation risk and safety management. Methods and applications in aviation organizations / Под ред. R. Muller, A. Wittmer, C. Drax. Switzerland: Springer, 2014. 216 p. DOI: 10.1007/978-3-319-02780-7

8. **Селюков В.К.** Риск-менеджмент организации: учеб.-метод. пособие. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008. 189 с.

9. **Беленков В.Г.** Методика проактивного управления безопасностью авиационной деятельности и формирования достоверных прогностических оценок уровня безопасности полетов / В.Г. Беленков, М.В. Волков, Д.А. Годиков, А.В. Кан // Системы высокой доступности. 2022. Т. 18, № 1. С. 39–46. DOI: 10.18127/j20729472-202201-04

10. **Honcharenko Y.** The method of proactive risk assessment for flight safety based on the rate of dangerous events / Y. Honcharenko, O. Martyniuk, P. Open'ko, O. Radko // Advances in Military Technology. 2020. Vol. 15, no. 2. Pp. 365–377. DOI: 10.3849/aimt.01424

11. **Yeun R., Bates P., Murray P.** Aviation safety management systems // World Review of Intermodal Transportation Research. 2014. Vol. 5, no. 2. Pp. 168–196. DOI: 10.1504/WRITR.2014.067234

12. **Mostafa A.** Safety and risk assessment of civil aircraft during operation. China:

Intechopen, 2020. 212 p. DOI: 10.5772/intechopen.93326

13. **Gareth B.** Practical HSE risk management – an introduction to the Bow-tie Method [Электронный ресурс] // International Conference for Achieving Health & Safety Best Practice in Construction. Dubai, UAE, 26–27 February 2007. Risktec Solutions Ltd., 30 p. URL: <https://maddenmaritime.files.wordpress.com/2013/01/introduction-to-bow-tie-method-dubai.pdf> (дата обращения: 27.12.2022).

14. **Картвелишвили В.М., Свиридова О.А.** Риск-менеджмент. Методы оценки риска: учеб. пособие. М.: ФГБОУ ВО «РЭУ им. Г.В. Плеханова», 2017. 120 с.

15. **Li Z.** Construction method of flight safety manipulation space based on risk prediction / Z. Li, H. Xu, Y. Xue, B. Pei // Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics. 2018. Vol. 44, no. 9. Pp. 1839–1849. DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0686

16. **Зубков Б.В., Шаров В.Д.** Теория и практика определения рисков в авиапредприятиях при разработке системы управления безопасностью полетов: монография. М.: МГТУ ГА, 2010. 196 с.

Information about the authors

Ildar V. Beliatskii, Postgraduate Student of the Aviation Fuel Supply and Aircraft Repair Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, belyackiii@bk.ru.

Vasily M. Samoylenko, Doctor of Technical Sciences, Professor, The Head of the Aviation Fuel Supply and Aircraft Repair Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, v.samoilenko@mstuca.aero.

Alexander N. Kozlov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of Aviation Fuel Supply and Aircraft Repair Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, an.kozlov@mstuca.aero.

Сведения об авторах

Беляцкий Ильдар Васильевич, аспирант кафедры авиатопливообеспечения и ремонта летательных аппаратов МГТУ ГА, belyackiii@bk.ru.

Самойленко Василий Михайлович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой авиатопливообеспечения и ремонта летательных аппаратов МГТУ ГА, v.samoilenko@mstuca.aero.

Козлов Александр Николаевич, кандидат технических наук, доцент кафедры авиатопливообеспечения и ремонта летательных аппаратов МГТУ ГА, an.kozlov@mstuca.aero.

Поступила в редакцию	14.02.2023	Received	14.02.2023
Одобрена после рецензирования	04.03.2023	Approved after reviewing	04.03.2023
Принята в печать	21.09.2023	Accepted for publication	21.09.2023

УДК 551.501.81

DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-5-19-29

Экспериментальный статистический анализ радиолокационных сигналов, отраженных от опасных метеорологических явлений

Э.С. Бояренко¹, Э.А. Болелов¹, О.В. Васильев¹, С.С. Коротков¹
¹Московский государственный технический университет гражданской авиации,
г. Москва, Россия

Исследования проводятся за счет гранта Российского научного фонда
в рамках проекта № 23-29-00450

Аннотация: Характер причин возникновения предпосылок к летным происшествиям по метеорологическим условиям является неизменным в течение многих лет. Для эффективной работы авиации необходимо решать вопросы своевременного обнаружения опасных метеоявлений и определения их интенсивности. В настоящей статье обсуждаются исследования атмосферной отражаемости и турбулентности в кучево-дождевых облаках с использованием метеорологического радиолокационного комплекса ближней зоны. Экспериментальные исследования проводятся в интересах получения оценок статистических характеристик распределения отражаемости и турбулентности для опасных метеоявлений. Представлена методика проведения экспериментального исследования по сбору информации об опасных метеорологических явлениях (ливень, гроза и град), особенностях распространения радиолокационной отражаемости и удельной скорости диссипации турбулентной энергии в рассматриваемых условиях для Тверской области. Проведен анализ полученных результатов: сравнения метеорологической информации, полученной при помощи метеорологического радиолокационного комплекса ближней аэродромной зоны с достоверными источниками данных метеорологических наблюдений, полученных в ходе экспериментальных исследований. Произведены исследования горизонтальных разрезов и вертикальных профилей рассматриваемых параметров опасных метеоявлений, связанных с кучево-дождевой областью. Сформирован банк данных. Построены гистограммы распределения информационных параметров. В статье рассмотрены результаты аппроксимации экспериментальных данных по критерию χ^2 для различных законов распределения. Показано, что распределения отражаемости и турбулентности могут быть описаны обобщенным законом Райса. Полученные результаты могут быть использованы для коррекции критериев классификации опасных метеоявлений, для последующего повышения оправдываемости и достоверности при классификации опасных метеоявлений. Дальнейшее развитие способа обработки метеорологической информации также имеет большое значение для более корректной интерпретации результатов обработки экспериментальных данных дистанционного зондирования метеорологических явлений.

Ключевые слова: метеорологический радиолокатор, ближняя зона аэродрома, опасные метеорологические явления, классификация метеорологических явлений, статистический анализ данных.

Для цитирования: Бояренко Э.С. Экспериментальный статистический анализ радиолокационных сигналов, отраженных от опасных метеорологических явлений / Э.С. Бояренко, Э.А. Болелов, О.В. Васильев, С.С. Коротков // Научный Вестник МГТУ ГА. 2023. Т. 26, № 5. С. 19–29. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-5-19-29

Experimental statistical analysis of radar signals reflected from weather hazards

E.S. Boyarenko¹, E.A. Bolelov¹, O.V. Vasiliev¹, S.S. Korotkov¹
¹Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia

The study was conducted with the financial support of the Russian Science Foundation,
project № 23-29-00450

Abstract: The nature of the causes of prerequisites for flight accidents due to meteorological conditions has remained unchanged for many years. For the effective operation of aviation, it is necessary to solve the issues of the timely detection of weather hazards

and the identification of their intensity. This article discusses the research into the atmospheric reflectivity and turbulence in cumulonimbus clouds using a near-field meteorological radar system. Experimental studies are carried out with the aim of obtaining estimates of statistical characteristics of the reflectivity distribution and turbulence for weather hazards. The methodology for conducting an experimental study to obtain information about the weather hazards (rain shower, thunderstorm and hail), special features of the radar reflectivity propagation and the specific rate of turbulent energy dissipation in the considered conditions for the Tver region is presented. The analysis of the obtained results has been carried out: comparisons of meteorological data derived, using the meteorological radar complex of the near airfield zone (WR BZ), with the reliable sources of meteorological observation data obtained during experimental studies. Studies of horizontal sections and vertical profiles of the weather hazards parameters under consideration, associated with the cumulonimbus area, have been carried out. A data bank has been formed. Histograms of the information parameter distribution have been constructed. The article considers the results of experimental data approximation, using the χ^2 criterion for various distribution laws. It is shown that the distributions of reflectivity and turbulence can be described by the generalized Rice's law. The results obtained can be used to correct the classification criteria of weather hazards to subsequently increase the justification and reliability of the weather hazard classification. The further development of the method to process meteorological information is also of paramount importance to more correctly interpretate experimental data processing results of remote meteorological phenomena sensing.

Key words: meteorological radar, near-airfield zone, weather hazards, classification of weather phenomena, statistical data analysis.

For citation: Boyarenko, E.S., Bolelov, E.A., Vasiliev, O.V., Korotkov, S.S. (2023). Experimental statistical analysis of radar signals reflected from weather hazards. Civil Aviation High Technologies, vol. 26, no. 5, pp. 19–29. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-5-19-29

Введение

Мониторинг условий погоды является важнейшей задачей для гражданской авиации, поскольку неблагоприятные метеосостояния продолжают оставаться часто определяющими факторами в ряде авиационных происшествий и инцидентов. Радиолокационный мониторинг погоды предполагает использование наземных метеорологических радиолокационных станций (РЛС) для анализа метеосостояния и классификации опасных явлений погоды в соответствии с принятыми критериями [1]. Как показано в [2, 3], данные критерии имеют, по мнению авторов, ряд недостатков: они далеки от оптимальных с точки зрения теории принятия решений, не учитывают информацию о распределении ветровых характеристик, а также особенности кучево-грозовой активности в различных климатических зонах. Очевидно, что один из приоритетных путей повышения достоверности классификации опасных метеоявлений – совместный учет высотного распределения отражательных и турбулентных характеристик атмосферы для различных фаз развития кучево-грозовой облачности. Тем более что вопрос зависимости параметров удельной скорости диссипации турбулентной энергии для различных метеоявлений до сих пор де-

тально не изучен [4–7]. Оптимизация критериев классификации с точки зрения теории различения статистических гипотез может быть достигнута путем использования вероятностных описаний распределения турбулентности и отражаемости по высотам для различных метеоявлений.

Любое исследование экспериментальных данных включает в себя несколько этапов [8–10].

1. Определение цели исследований.
2. Разработку методики проведения исследований.
3. Сбор экспериментальных данных, их предварительный обзор, оценку факторов и исхода.
4. Анализ данных.
5. Интерпретацию результатов анализа.
6. Аппроксимацию экспериментальных данных.

Очевидно, что конечной целью проводимых экспериментальных исследований является получение оценок вероятностных описаний распределения отражаемости и турбулентности для их последующего использования в решающих правилах классификации опасных метеоявлений.

На стадии методики проведения эксперимента (первый этап) необходимо сформировать требования к проведению исследований:

какой параметр будет являться исходом, характеризующим результат, как и какие данные о характере метеоявлений будут собраны, понять и определить гипотезу исследования, определить размер выборки, составить план проведения эксперимента.

Второй этап – проведение экспериментальных исследований, сбор данных, их регистрация и ввод в базу данных. Тут же проводится предварительный анализ полученных данных, который включает анализ и отбраковку «промахов» и «сбоев», восстановление пропущенных измерений, проверку однородности, объединение серий измерений и др.

Анализ данных – третий шаг проведения экспериментального исследования. Для обработки и анализа эмпирических данных, полученных в результате эксперимента, применяются различные методы математических вычислений. Первый этап этой работы заключается в изучении закона распределения эмпирических данных и проверке гипотез, на которых основан выбранный метод статистического анализа, оценка параметров распределения данных экспериментальных исследований и собственно проведение статистического анализа, а также определение статистической значимости результатов исследования.

На четвертом этапе делаются выводы и заключения по оценке всех параметров генеральной совокупности исследуемой выборки. В данном случае результаты выборочных исследований являются только отправной точкой для получения общих выводов.

Аппроксимация экспериментальных данных – это заключительный этап проведения исследований. Процесс аппроксимации заключается в построении приближенной (аппроксимирующей) функции, наиболее близко подходящей к исходным данным, но более простым.

Таким образом, данная статья посвящена оценке статистических характеристик распределения отражаемости и удельной скорости диссипации турбулентной энергии атмосферы для опасных метеоявлений класса «ливень – гроза – град», пока для Верхневолжского региона.

Методика проведения экспериментальных исследований регистрации и анализа метеорологических явлений в МРЛК БЗ

С целью получения статистических описаний высотных распределений отражаемости и удельной скорости диссипации турбулентной энергии был проведен анализ таких метеоявлений, как ливень, гроза и град, полученных на аэродроме Орловка (Тверская область, Zubцовский район) летом 2021 и 2022 гг. В качестве инструмента получения исходных данных была использована радиолокационная информация, полученная на выходе метеорологического радиолокационного комплекса ближней зоны (МРЛК БЗ) «Монокль». Рассмотрению было подвергнуто более 19 характерных дней, в течение которых проводились радиолокационные наблюдения за ливнями, грозами и градом.

Для этой задачи была реализована запись «сырого» сигнала с линейного выхода РЛС с возможностью последующего использования специального программного обеспечения (СПО) комплекса. Указанный сигнал записывался при различных синоптических ситуациях, что позволило накопить в дальнейшем статистически значимые данные.

Процедура регистрации и статистического анализа сигналов, отраженных от различных метеоявлений в МРЛК БЗ, выглядела следующим образом.

1. В ходе проведения эксперимента оператор на радиолокационной станции производил визуальную регистрацию координат погодных явлений, связанных с кучево-дождевой облачностью, по индикатору кругового обзора во времени, а также подсчет количества отраженных от ливней, гроз, града сигналов. Кроме того, информация, полученная с выходов приемников метеорологической станции, заносилась в базу данных в виде «сырого сигнала». Периодически фиксировались изображения обнаруженных метеоявлений на индикаторе РЛС.

2. При воспроизведении сигнала МРЛК БЗ на индикаторе были получены карты класси-

фицированных метеорологических явлений. С этой карты снималась информация о дальности до интересующего явления, длине его проекции на наклонную дальность и длительности его существования.

3. Далее осуществлялась валидация полученных данных о классифицируемых МРЛК БЗ метеорологических явлениях с достоверными метеорологическими источниками: наземными метеорологическими станциями (МС) и сертифицированными радиолокаторами сети Росгидромета (рис. 1). Валидация данных осуществлялась в соответствии с разработанной методикой, описанной в [3]. К сопоставлению данных о явлениях по данным МРЛК БЗ в 100-километровой зоне относительно пункта наблюдения на аэродроме Орловка были привлечены следующие метеорологические станции: Волоколамск (удаление от МРЛК БЗ 61 км), Гагарин (удаление от МРЛК БЗ 65 км), Можайск (удаление от МРЛК БЗ 94 км) и Старица (удаление от МРЛК БЗ 40 км).

4. При оправдавшемся явлении оно было принято и зафиксировано оператором для дальнейшего анализа.

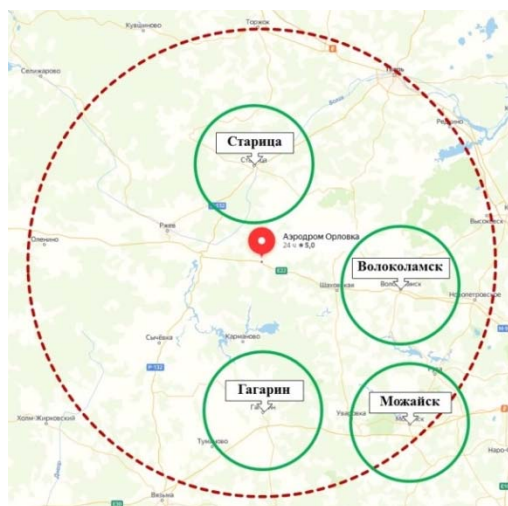


Рис. 1. Расположение МС в 100-километровой зоне относительно пункта наблюдения на аэродроме Орловка, имеющей зону перекрытия с МРЛК БЗ

Fig. 1. Location of meteorological stations in a 100-kilometer zone relative to the observation station at Orlovka airfield, which has an overlap zone with the WR BZ

5. Далее был проведен анализ горизонтального разреза кучево-дождевых облаков, в результате которого для каждого разреза кучево-дождевых облаков было найдено распределение отражаемости (Z) и удельной скорости диссипации турбулентной энергии (EDR) [2].

Статистический анализ экспериментальных данных опасных метеорологических явлений «ливень – гроза – град»

На основе анализа экспериментальных данных были получены статистические распределения экспериментальных данных для ливней, гроз и града.

В процессе обработки данных на каждой высоте с дискретом 1 км были оценены следующие необходимые параметры, представленные на рис. 2:

- 1) максимальное значение радиолокационной отражаемости;
- 2) максимальное значение удельной скорости диссипации турбулентной энергии.

Пример некоторых первичных данных о радиолокационной отражаемости и удельной скорости диссипации турбулентной энергии, полученных при наблюдении за ливневыми осадками, представлен в табл. 1.

Также по вышеприведенной методике с помощью МРЛК БЗ были получены первичные данные высотного распределения параметров радиолокационной отражаемости и удельной скорости диссипации турбулентной энергии для гроз и града.

В качестве первого обязательного этапа анализа параметров была применена проверка вида закона распределения случайной величины.

Путем анализа графика распределения изучаемых параметров и коэффициентов асимметрии был осуществлен выбор вида закона распределения, а также произведена оценка эксцесса. На основании сравнительного анализа меры подобия гистограммы распределения эмпирических данных с видами плотностей распределения известных за-

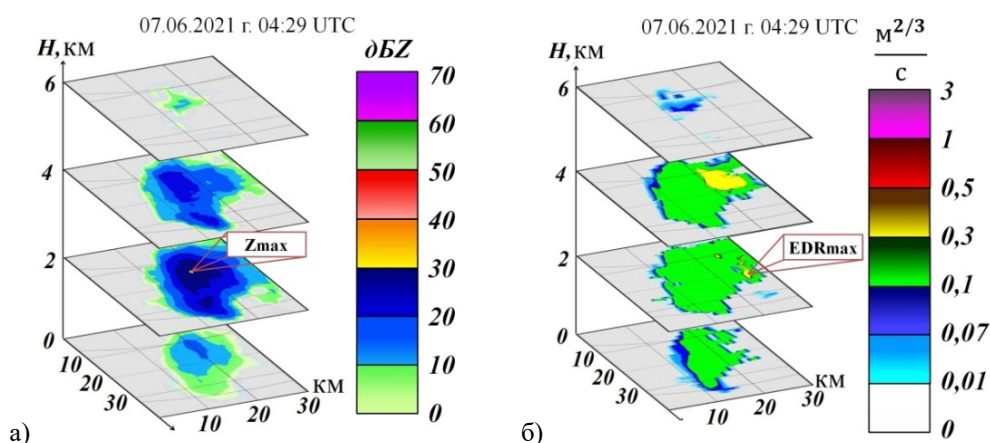


Рис. 2. Структура пространственного распределения:
а – радиолокационной отражаемости; б – удельной скорости диссипации турбулентной энергии
Fig. 2. Structure of the space distribution of (a) radar reflectivity and (б) the specific rate of turbulent energy dissipation

Таблица 1
Table 1

Фрагмент экспериментальных данных $Z_{\max}$ и $EDR_{\max}$ ливней
Fragment of experimental data $Z_{\max}$ and $EDR_{\max}$ of rain showers

№ Опыта	Н, км	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1	$Z_{\max}$	10,94	25,03	26	20,67	21,43	20,41	13,61	0			
2		8,66	24,39	25,77	26,94	23,98	23,19	17,41	11,67	0		
3		12,18	24,82	29,59	24,5	21,69	19,11	8,94	0			
4		4,08	22,3	23,18	23,91	22,47	15,65	6,7	0			
...		...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...
47		13,98	29,8	35,69	32,29	27,48	20,21	0				
48		13,04	32,43	33,9	29,77	22,55	0					
49		9,86	23,19	26,14	21	13,13	0					
50		9,11	24,57	24,25	21,18	13,31	0					
1	$EDR_{\max}$	0,098	0,595	0,269	0,649	0,286	0,158	0				
2		0,1248	0,2426	0,2793	0,3624	0,3498	0,3216	0,2726	0			
3		0,1535	0,2596	0,2360	0,2936	0,2944	0,2152	0				
4		0,0646	0,1494	0,2499	0,2650	0,2884	0,2647	0,1459	0			
...		...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...
47		0,2443	0,4060	0,4567	0,5590	0,6069	0,6851	0				
48		0,2336	0,4226	0,4161	0,4198	0,5154	0,0877	0				
49		0,0873	0,2240	0,2878	0,2644	0,0911	0					
50		0,1161	0,2080	0,2444	0,2304	0,1623	0,0127	0				

конов был проведен подбор подходящего распределения для проведения дальнейшей оценки.

Поскольку все данные, полученные в результате проведения эксперимента, однород-

ны (все ряды ведут себя примерно одинаково), было выполнено усреднение по опытам, то есть были просуммированы все значения параметров для каждой высоты и произведено деление на общее количество испыта-

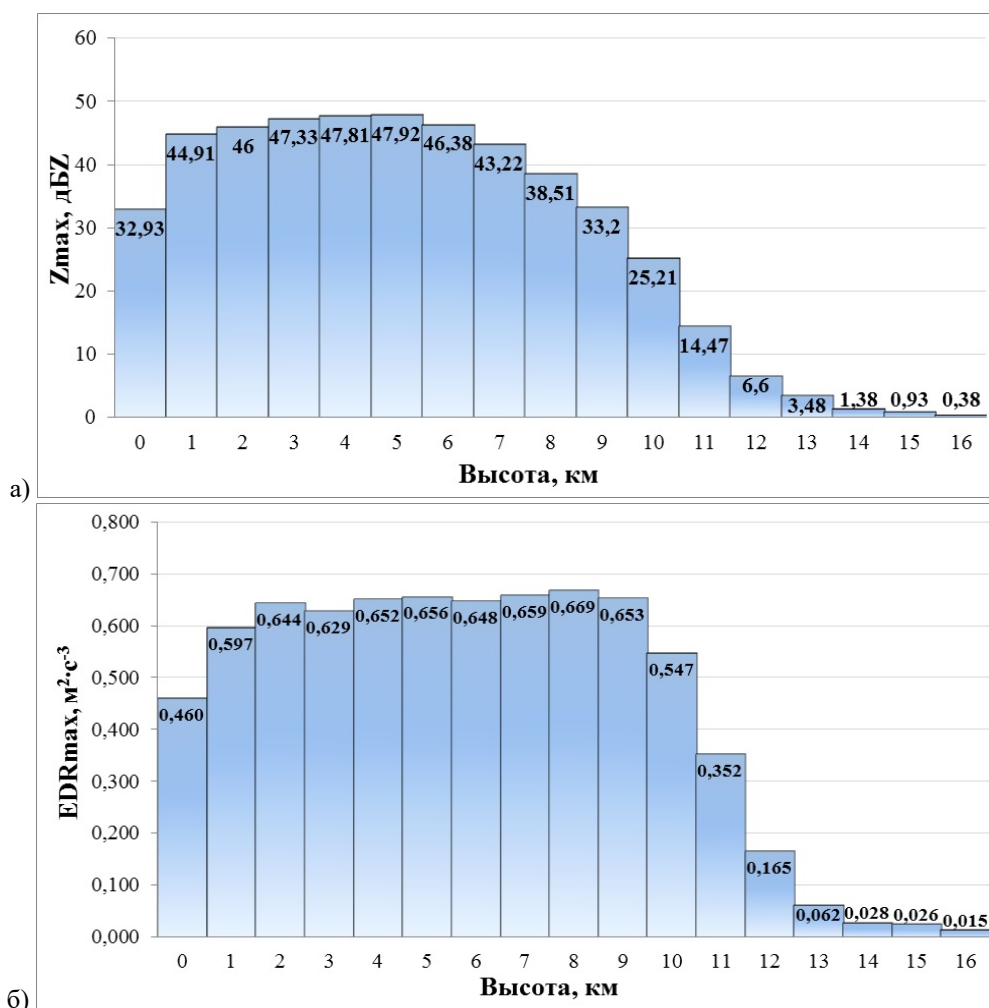


Рис. 3. Пример гистограммы распределения параметров от высоты для града: а – $Z_{\max}$; б – $EDR_{\max}$
Fig. 3. Example of the histogram of parameters (a) $Z_{\max}$ and (b) $EDR_{\max}$ distribution from the height for hail

ний – 50. Сумма этих экспериментальных относительных частот должна быть равна единице. Далее были заданы центры интервалов высоты (в километрах), необходимые для построения графика гистограммы. По исходным данным были построены гистограммы относительных частот (рис. 3).

После выбора подходящего закона распределения была произведена оценка его параметров. Определены выборочные характеристики: выборочное среднее и выборочное СКО. Поскольку эксперимент не подразумевал попадание каких-либо результатов опытов в разные интервалы, для нахождения характеристик были применены формулы (1) и (2) для вычисления характеристик дискретных случайных величин [11]:

$$M(x) = \sum_{i=1}^n x_i p_i, \quad (1)$$

$$D(x) = \sum_{i=1}^n (x_i - a)^2 p_i, \quad (2)$$

где p_i – по сути эмпирические отнормированные частоты;

x_i – значения высоты;

$x_i p_i$ – произведение эмпирических частот и значения высоты;

a – произведения эмпирических частот и значения высоты просуммированы по всем интервалам высоты, получаем выборочное среднее.

Выборочное СКО (формула (3)) было рассчитано как корень из дисперсии:

$$\sigma_x = \sqrt{D(x)}. \quad (3)$$

Таблица 2
Table 2

Параметры распределения Райса для ливня, грозы и града
Rice distribution parameters for the rain shower, thunderstorm and hail

Параметр	Ливень	Гроза	Град
	Радиолокационная отражаемость		
Математическое ожидание	$\mu_x = 2$	$\mu_x = 3,5$	$\mu_x = 4$
СКО	$\sigma_x = 2,5$	$\sigma_x = 3$	$\sigma_x = 4$
	Удельная скорость диссипации турбулентной энергии		
Математическое ожидание	$\mu_x = 2$	$\mu_x = 3$	$\mu_x = 4$
СКО	$\sigma_x = 2,5$	$\sigma_x = 4$	$\sigma_x = 4,5$

Для выбранного закона распределения была осуществлена проверка статистических гипотез о соответствии эмпирических данных с применением критериев согласия. В тех случаях когда гипотеза подтверждена, был сделан вывод о том, что выбранное теоретическое распределение согласуется с данными, полученными в результате проведения экспериментального исследования. В противном случае, когда гипотеза не принята, было сделано заключение, что искомый теоретический закон распределения плохо согласуется с результатами наблюдений.

В соответствии с приведенной выше методикой были проверены гипотезы о том, что искомое распределение подчиняется логнормальному закону распределения, распределению Вейбулла, Рэлея, β -распределению по критерию χ^2 Пирсона. Однако выбранные теоретические законы для уровня значимости 0,01 плохо согласовывались с опытными данными и были отвергнуты. На основании проведенной проверки был сделан вывод о том, что наиболее подходящее распределение, описывающее параметры отражаемости и удельной скорости диссипации турбулентной энергии по высоте в соответствии с выбранным критерием, – обобщенный закон Рэлея – Райса.

Аппроксимация экспериментальных данных параметров отражаемости и удельной скорости диссипации турбулентной энергии

ливней, гроз и града была проведена с использованием критерия χ^2 [12] с уровнем значимости 0,01 для распределения Райса, имеющего плотностью распределения указанную ниже

$$f(x|\mu, \sigma) = \frac{x}{\sigma^2} e^{-\frac{x^2 + \mu^2}{2\sigma^2}} I_0\left(\frac{x\mu}{\sigma^2}\right), \quad (4)$$

где $I_0(z)$ – модифицированная функция Бесселя первого рода нулевого порядка, μ – математические ожидания и σ^2 – дисперсия.

Параметры μ и σ^2 в данном случае не являются математическим ожиданием и дисперсией. Эти параметры отражают форму и масштаб распределений, но их можно считать в качестве оценки математического ожидания и дисперсии при сравнительном анализе.

Полученные по результатам экспериментальных исследований плотности распределения вероятностей высоты максимальных значений отражаемости и удельной скорости диссипации турбулентной энергии для ливня, гроз и града имеют параметры, указанные в табл. 2.

Распределения Райса для параметров турбулентности и отражаемости, рассматриваемых метеоявлений отображены на рис. 4 и 5.

Данные оценки плотности распределения вероятностей для ливней, гроз и града позволили выявить некоторые глобальные харак-

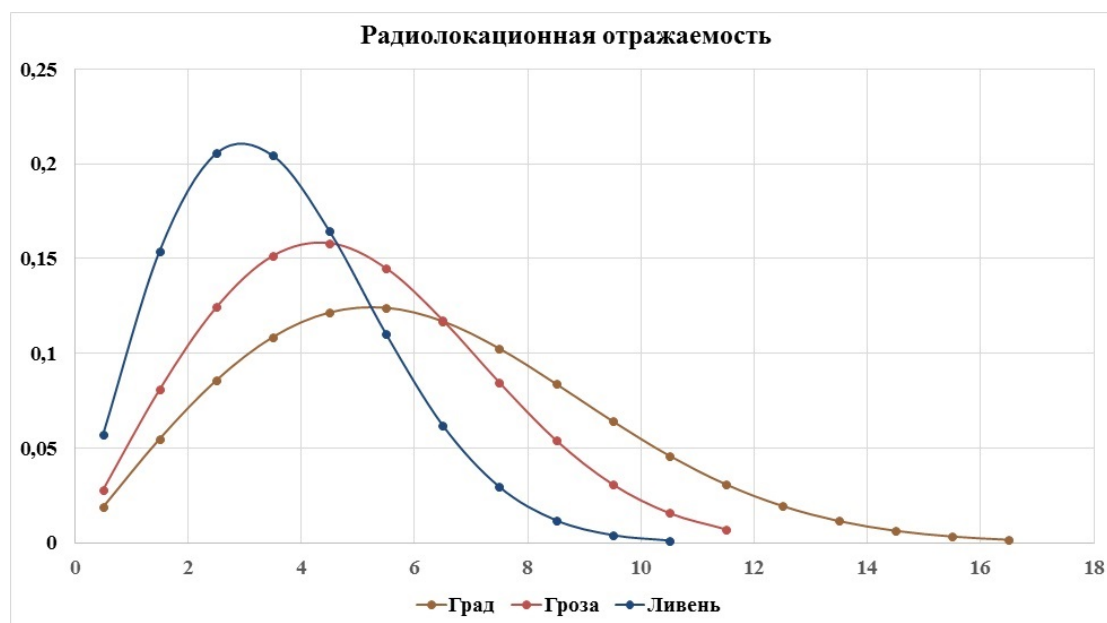


Рис. 4. Плотность распределения вероятности радиолокационной отражаемости для рассматриваемых метеоявлений
Fig. 4. Probability distribution density of radar reflectivity for the weather phenomena under consideration

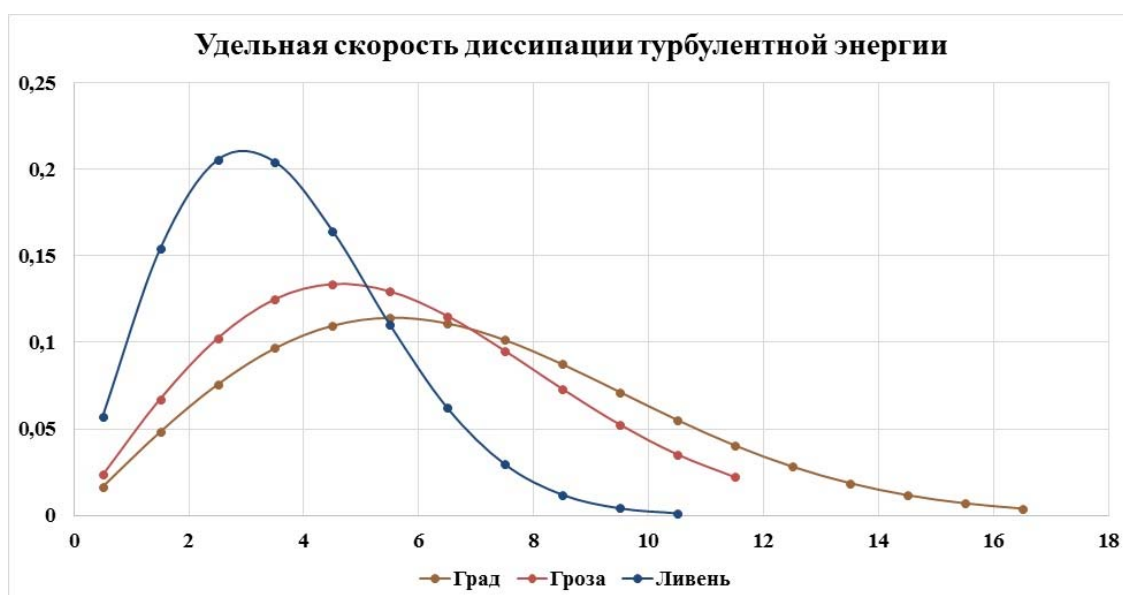


Рис. 5. Плотность распределения вероятности и удельная скорость диссипации турбулентной энергии для рассматриваемых метеоявлений
Fig. 5. Probability distribution density of the turbulent energy dissipation specific rate for the weather phenomena under consideration

теристики развития конвективной облачности и могут быть использованы для коррекции критериев классификации опасных метеоявлений в Верхневолжском регионе в теплое время года.

Заключение

В данной статье приведены результаты экспериментальных исследований высотного распределения атмосферной отражаемости

и удельной скорости диссипации турбулентной энергии в ливнях, грозах и граде, полученные при использовании отечественного метеорологического радиолокационного комплекса МРЛК БЗ «Монокль». Суть исследований сводится к анализу радиолокационных сигналов, отраженных от реальных опасных метеоявлений, собранных в летний период, и аппроксимации полученных данных известными законами распределения. В результате была сформирована база данных в виде значений $Z_{\max}$ EDR $_{\max}$, распределенных по высотам с дискретом 1 км. Статистический анализ по критерию согласия Пирсона χ^2 показал, что плотности могут быть аппроксимированы законом распределения Райса. Получены оценки значений вероятностных описаний распределения для рассматриваемых явлений. Данные оценки могут быть использованы для корректировки критериев классификации опасных метеоявлений в Верхневолжском регионе в теплое время года.

Авторы отдают себе отчет в том, что представленные параметрические описания были получены при допущении о стационарности наблюдаемых процессов. Продолжение наблюдений позволит при необходимости выявить тренды и скорректировать вероятностные описания. Кроме того, дальнейшие исследования будут проводиться для получения набора статистических данных в различных климатических зонах Европейской территории России. Все это позволит адаптировать критерии классификации для различных климатических регионов.

Список литературы

1. Басов И.А., Дмитриева О.А., Дорофеев Е.В. Методические указания по производству метеорологических радиолокационных наблюдений на ДМРЛ-С на сети Росгидромета в целях штормоповещения и метеобеспечения авиации. СПб.: ФГБУ «ГГО им. А.И. Воейкова», 2013. 137 с.
2. Vasiliev O.V. Concerning the issue of classification of hazardous weather events / O.V. Vasiliev, E.S. Boyarenko, K.I. Galaeva, S.A. Zyabkin // 2022 XIX Technical Scientific

Conference on Aviation Dedicated to the Memory of N.E. Zhukovsky (TSCZh). IEEE, 2022. P. 76–78.

3. Васильев О.В. Критерии принятия решений для классификации метеоявлений в метеорологическом радиолокационном комплексе ближней аэродромной зоны / О.В. Васильев, С.С. Коротков, К.И. Галаева, Э.С. Бояренко // Научный Вестник МГТУ ГА. 2023. Т. 26, № 2. С. 49–60. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-49-60

4. Feist M. A statistical approach to evaluate the parametrisation of turbulence in convection-permitting models using radar-retrieved eddy dissipation rates: A thesis submitted for the degree of Doctor of Philosophy. University of Reading, 2018. 253 p.

5. Bouniol D., Illingworth A., Hogan R. Deriving turbulent kinetic energy dissipation rate within clouds using ground based radar // Proceedings of ERAD, 2004. Pp. 281–285.

6. Kollias P. Radar observations of updrafts, downdrafts, and turbulence in fair-weather cumuli / P. Kollias, B.A. Albrecht, R. Lhermitte, A. Savtchenko // Journal of the atmospheric sciences. 2001. Vol. 58, iss. 13. Pp. 1750–1766. DOI: 10.1175/1520-0469(2001)058<1750:ROOUDA>2.0.CO;2

7. Meischner P. Eddy dissipation rates in thunderstorms estimated by Doppler radar in relation to aircraft in situ measurements / P. Meischner, R. Baumann, H. Höller, T. Jank // Journal of atmospheric and oceanic technology. 2001. Vol. 18, iss. 10. Pp. 1609–1627. DOI: 10.1175/1520-0426(2001)018<1609:EDRITE>2.0.CO;2

8. Григораш О.В. Методология экспериментальных исследований // Политематический сетевой электронный научный журнал Кубанского государственного аграрного университета. 2017. № 127. С. 849–864. DOI: 10.21515/1990-4665-127-059

9. Пономарев А.Б., Пикулева Э.А. Методология научных исследований: учеб. пособие. Пермь: Изд-во Перм. нац. исслед. политехн. ун-та, 2014. 186 с.

10. Круглов В.И. Методология научных исследований в авиа- и ракетостроении: учеб. пособие / В.И. Круглов, В.И. Ершов, А.С. Чумадин, В.В. Курицына. М.: Логос, 2011. 432 с.

11. Кремер Н.Ш. Теория вероятностей и математическая статистика. 2-е изд., перераб. и доп. М.: ЮНИТИ-ДАНА, 2004. 573 с.

12. Айвазян С.А., Енюков И.С., Мешалкин Л.Д. Прикладная статистика: Основы моделирования и первичная обработка данных. М.: Финансы и статистика, 1983. 471 с.

References

1. Basov, I.A., Dmitrieva, O.A., Dorofeev, E.V. (2013). Methodological guidelines for the production of meteorological radar observations on the DMRL-S on the Roshydromet network for the purpose of storm warning and meteorological support of aviation. St. Petersburg: FGBU "GGO im. A.I. Voeykova", 137 p. (in Russian)

2. Vasiliev, O.V., Boyarenko, E.S., Galaeva, K.I., Zyabkin, S.A. (2022). Concerning the issue of classification of hazardous weather events. In: 2022 XIX Technical Scientific Conference on Aviation Dedicated to the Memory of N.E. Zhukovsky (TSCZh), IEEE, pp. 76–78.

3. Vasiliev, O.V., Korotkov, S.S., Galaeva, K.I., Boyarenko, E.S. (2023). Decision criteria for the classification of meteorological phenomena in the weather radar complex of the near-airfield zone. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 26, no. 2, pp. 49–60. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-49-60 (in Russian)

4. Feist, M. (2018). A statistical approach to evaluate the parametrisation of turbulence in convection-permitting models using radar-retrieved eddy dissipation rates: A thesis submitted for the degree of Doctor of Philosophy. University of Reading, 253 p.

5. Bouniol, D., Illingworth, A., Hogan, R. (2004). Deriving turbulent kinetic energy dissipation rate within clouds using ground based radar. In: *Proceedings of ERAD*, pp. 281–285.

6. Kollias, P., Albrecht, B.A., Lhermitte, R., Savtchenko, A. (2001). Radar observations of updrafts, downdrafts, and turbulence in fair-weather cumuli. *Journal of the atmospheric sciences*, vol. 58, issue 13, pp. 1750–1766. DOI: 10.1175/1520-0469(2001)058<1750:ROOUDA>2.0.CO;2

7. Meischner, P., Baumann, R., Höller, H., Jank, T. (2001). Eddy dissipation rates in thunderstorms estimated by Doppler radar in relation to aircraft in situ measurements. *Journal of atmospheric and oceanic technology*, vol. 18, issue 10, pp. 1609–1627. DOI: 10.1175/1520-0426(2001)018<1609:EDRITE>2.0.CO;2

8. Grigorash, O.V. (2017). Methodology of experimental researches. *Polythematic Online Scientific Journal of Kuban State Agrarian University*, no. 127, pp. 849–864. DOI: 10.21515/1990-4665-127-059

9. Ponomarev, A.B., Pikuleva, E.A. (2014). Research Methodology: Tutorial. Perm': Izdatelstvo Permskogo natsionalnogo issledovatel'skogo politekhnicheskogo unistituta, 186 p. (in Russian)

10. Kruglov, V.I., Ershov, V.I., Chumadi, A.S., Kuritsyn, V.V. (2011). Methodology of scientific research in aircraft and rocket science: Tutorial. Moscow: Logos, 432 p. (in Russian)

11. Kremer, N.S. (2004). Probability theory and Mathematical statistics. 2nd ed., pererab. i dop. Moscow: UNITY, 573 p. (in Russian)

12. Ayvazyan, S.A., Enyukov, I.S., Meshalkin, L.D. (1983). Applied statistics: Fundamentals of modeling and primary data processing. Moscow: Finansy i statistika, 471 p. (in Russian)

Сведения об авторах

Бояренко Эльвира Сергеевна, аспирант кафедры технической эксплуатации радиоэлектронного оборудования воздушного транспорта МГТУ ГА, boyarenko.elvira@mail.ru.

Болелов Эдуард Анатольевич, доктор технических наук, доцент, заведующий кафедрой технической эксплуатации радиоэлектронного оборудования воздушного транспорта МГТУ ГА, edbolelov@mail.ru.

Васильев Олег Валерьевич, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры технической эксплуатации радиоэлектронного оборудования воздушного транспорта МГТУ ГА, vas_ov@mail.ru.

Коротков Сергей Сергеевич, доктор технических наук, профессор кафедры технической эксплуатации радиоэлектронного оборудования воздушного транспорта МГТУ ГА, vas_ov@mail.ru.

Information about the authors

Elvira S. Boyarenko, Postgraduate Student, Technical Maintenance of Air Transport Radio-Electronic Equipment Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, boyarenko.elvira@mail.ru.

Eduard A. Bolelov, Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, the Head of the Technical Maintenance of Air Transport Radio-Electronic Equipment Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, edbolelov@mail.ru.

Oleg V. Vasiliev, Doctor of Technical Sciences, Professor, Professor of the Technical Maintenance of Air Transport Radio-Electronic Equipment Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, vas_ov@mail.ru.

Sergei S. Korotkov, Doctor of Technical Sciences, Professor of the Technical Maintenance of Air Transport Radio-Electronic Equipment Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, vas_ov@mail.ru.

Поступила в редакцию	06.02.2023	Received	06.02.2023
Одобрена после рецензирования	25.05.2023	Approved after reviewing	25.05.2023
Принята в печать	21.09.2023	Accepted for publication	21.09.2023

УДК 004.946

DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-5-30-41

Обеспечение визуальной когерентности в обучающих системах дополненной реальности с учетом авиакосмической специфики

А.Л. Горбунов¹, Юньхань Ли¹

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

Аннотация: В мае 2022 года саудовская правительственная структура Saudi Arabian Military Industries приобрела обучающую платформу дополненной реальности для летчиков, в сентябре корпорация Boeing начала разработку тренажера пилота дополненной реальности, в ноябре стартовал аналогичный проект ведущего британского разработчика авиационной техники BAE Systems. Эти факты позволяют уверенно говорить о начале новой эпохи авиационных тренажеров – тренажеров с применением технологии дополненной реальности. Одно из перспективных преимуществ данной технологии – возможность безопасного моделирования опасных ситуаций в реальном мире. Необходимым условием использования этого преимущества является обеспечение визуальной когерентности сцен дополненной реальности: виртуальные объекты должны быть неотличимы от реальных. Все мировые IT-лидеры рассматривают дополненную реальность как следующую «большую волну» радикальных изменений в цифровой электронике, поэтому визуальная когерентность становится ключевым вопросом для будущего IT, а в аэрокосмических приложениях визуальная когерентность уже приобрела практическое значение. В РФ имеет место серьезное отставание в изучении проблематики визуальной когерентности в целом и для авиатренажеров дополненной реальности в частности: на момент публикации авторам удалось обнаружить в российском научном пространстве только две работы по теме, тогда как за рубежом их число уже около тысячи. Цель настоящей обзорной статьи – создать условия для купирования проблемы. Визуальная когерентность зависит от многих факторов: освещения, цветового тона, теней от виртуальных объектов на реальных, взаимных отражений, текстур виртуальных поверхностей, оптических аберраций, конвергенции и аккомодации и др. В статье анализируются публикации, посвященные методам оценки условий освещенности и цветового тона реальной сцены и переноса таковых на виртуальные объекты с использованием зондов и по отдельным изображениям, а также по рендерингу виртуальных объектов в сценах дополненной реальности, в том числе с применением нейросетей.

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

Для цитирования: Горбунов А.Л., Ли Ю. Обеспечение визуальной когерентности в обучающих системах дополненной реальности с учетом авиакосмической специфики // Научный Вестник МГТУ ГА. 2023. Т. 26, № 5. С. 30–41. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-5-30-41

Visual coherence in augmented reality training systems considering aerospace specific features

A.L. Gorbunov¹, Yunhan Li¹

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

Abstract: In May 2022, Saudi Arabian Military Industries, a Saudi government agency, acquired an augmented reality training platform for pilots. In September, the Boeing Corporation began the development of an augmented reality pilot simulator. In November, a similar project was launched by BAE Systems, a leading British developer of aeronautical engineering. These facts allow us to confidently speak about the beginning of a new era of aviation simulators – simulators using the augmented reality technology. One of the promising advantages of this technology is the ability to safely simulate dangerous situations in the real world. A necessary condition for using this advantage is to ensure the visual coherence of augmented reality scenes: virtual objects must be indistinguishable from real ones. All the global IT leaders consider augmented reality as the subsequent surge of radical changes in digital electronics, so visual coherence is becoming a key issue for the future of IT, and in aerospace applications, visual

coherence has already acquired practical significance. The Russian Federation lags far behind in studying the problems of visual coherence in general and for augmented reality flight simulators in particular: at the time of publication the authors managed to find only two papers on the subject in the Russian research space, while abroad their number is already approximately a thousand. The purpose of this review article is to create conditions for solving the problem. Visual coherence depends on many factors: lighting, color tone, shadows from virtual objects on real ones, mutual reflections, textures of virtual surfaces, optical aberrations, convergence and accommodation, etc. The article reviews the publications devoted to methods for assessing the conditions of illumination and color tone of a real scene and transferring them to virtual objects using various probes and by individual images, as well as by rendering virtual objects in augmented reality scenes, using neural networks.

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

For citation: Gorbunov, A.L., Li, Yu. (2023). Visual coherence in augmented reality training systems considering aerospace specific features. Civil Aviation High Technologies, vol. 26, no. 5, pp. 30–41. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-5-30-41

Введение

Зонтичный термин «расширенная реальность» (Extended Reality – XR) включает таксоны «виртуальная реальность» (Virtual Reality – VR), «дополненная реальность» (Augmented Reality – AR) и различные комбинации первого и второго. Современные авиационные и космические тренажеры фактически по умолчанию подразумевают использование VR. Преимущества такого подхода хорошо известны, поэтому мы не будем на них останавливаться, но отметим ряд существенных и, что важнее, непреодолимых недостатков, обусловленных самой природой технологии виртуальной реальности. VR – это цифровая, дискретная среда, в то время как реальный мир непрерывен. Поэтому моделирование реального мира в VR неизбежно связано с ошибками дискретизации, что снижает эффективность обучения. Однако для обучающих систем более серьезным негативным аспектом является то, что решения человека во многом основаны на подсознательном учете множества деталей реальной картины мира. Этот процесс принципиально невозможно воспроизвести с помощью чисто компьютерных технологий (например, VR) по двум причинам: 1) мы до сих пор не знаем (и вряд ли когда-либо узнаем), каков механизм работы человеческого мозга, последние спекуляции на тему искусственного интеллекта только подтверждают это и 2) детали реального мира, учитываемые при принятии решений, бесконечны по количеству, возникают случайным образом и имеют самую разную природу (визуальную, акустическую, тактильную

и др.) и поэтому фактически невоспроизводимы в VR.

Появление в 2022 году авиационных обучающих систем с AR снижает остроту проблемной ситуации, примерами могут служить разработка корпорацией Boeing пилотского тренажера дополненной реальности на основе проекта ATARS компании Red 6, параллельно стартовавший аналогичный проект ведущего британского разработчика авиационной техники BAE Systems или тренажер авиадиспетчеров из статьи [1, 2]. Все информационное богатство окружающего нас мира в AR представлено в явном виде и не требует моделирования. Но для реализации преимуществ AR, связанных с параллельным присутствием реальных и виртуальных объектов, необходимо решить проблему визуальной когерентности (Visual Coherence – VC): виртуальные объекты должны быть неотличимы от реальных.

AR является производной формой VR. AR сохраняет все возможности VR, но помимо этого как гибридная технология обладает значительными преимуществами, вытекающими из параллельного сосуществования виртуальных и реальных объектов, что и привлекает внимание разработчиков к VC. Более того, исследования [3] показывают, что среди негативных психофизиологических последствий использования устройств дополненной реальности доминирует оптический дискомфорт, который возникает из-за разницы в восприятии реальных и виртуальных объектов в одной и той же сцене из-за недостатка VC. Все лидеры IT-отрасли (Microsoft, Google, Apple, Samsung и др.) рассматривают

AR как следующую (после появления смартфонов) «большую волну» революционных изменений в цифровой электронике, поэтому проблема VC становится ключевой для IT в целом, эти лидеры проявляют растущий интерес к методам ее решения [4]. Однако в аэрокосмических приложениях проблема визуальной когерентности уже приобрела практическое значение. Важно отметить, что VC зависит от многих факторов, например освещения, теней, цветового тона, взаимных отражений, текстуры поверхности, оптических aberrаций, конвергенции и аккомодации, и, соответственно, используются различные техники AR-визуализации [5].

В РФ имеет место очевидное отставание в изучении проблематики VC, цель настоящего обзора – создать условия для купирования проблемы.

Обзор публикаций

К моменту подготовки данной статьи авторам удалось выявить только две публикации по тематике VC в российском научном информационном пространстве [1, 2], тогда как зарубежная библиография в данной области содержит уже около тысячи пунктов. Список источников в обзоре [6] включает 175 позиций; этот обзор освещает базовые подходы к достижению VC в части обеспечения корректной освещенности виртуальных объектов (за исключением основанных на нейронных сетях, рассматриваемых ниже), поэтому здесь мы кратко опишем некоторые характерные примеры, которые соответствуют двум упомянутым в [6] основным классам.

Измерение условий освещенности

Используя зонд освещенности с диффузными полосами между зеркальными сферическими квадрантами, Дебевек и др. [7] продемонстрировали, как полный динамический цветовой диапазон сцены может быть восстановлен из одной экспозиции. На основе изображения, полученного с помощью зонда, интенсивность нескольких источников света может быть оценена путем решения простой линейной системы уравнений. Результаты

были использованы для рендеринга виртуальной диффузной сферы.

Унгер и др. [8] измерили и параметризировали световое поле, накрывающее плоскую двумерную поверхность в реальных сценах. Для этого использовалась камера с объективом «рыбий глаз» с углом обзора 180° , установленная на движущемся столике. Во время рендеринга в сцене размещается простой вспомогательный объект, например сфера или рамка. Зарегистрированные данные светового поля затем превращаются в выборку путем проецирования лучей назад от вспомогательного объекта на область регистрации, где блики оцениваются посредством интерполяции для линейных и угловых координат. Сопоставление реального объекта с его виртуальным аналогом, полученное с помощью этого метода, демонстрирует высокий уровень VC.

Альхаками и Тасерян [9] оценивают направление падающего света (прямое освещение) реальной сцены с помощью прикрепленной к AR-устройству 360-градусной камеры, используя методы компьютерного зрения. Система моделирует отраженный свет от поверхностей при рендеринге виртуальных объектов. Затем определяются параметры теней для каждого виртуального объекта.

Оценка условий освещенности

Кнорр и Курц [10] предложили схему оценки условий освещения в реальном мире на основе фото человеческого лица. Метод основан на обучении модели лица на основе базы данных по лицам при известном освещении. Авторы затем восстанавливают наиболее правдоподобные условия освещения в реальном мире в базисе сферических гармоник для запечатленного лица.

Карш и др. [11] предложили полностью автоматическую систему для вставки неотражающих объектов в одиночные фото в помещении, предполагая ламбертово отражение сцены и диффузное освещение. Метод дает высококачественные результаты для многих типов сцен, однако часто не может восстановить модели освещения в сценах, где предположение о диффузности не выполняется, например в сценах на открытом воздухе.

В сценах, где карта глубины не может быть точно оценена, метод создает неточные тени, отбрасываемые виртуальными объектами на реальную сцену.

Стоит упомянуть работу [12], где описана комбинация измерения и оценки освещенности. Авторы измеряют отражательные свойства реальных объектов, используя карты глубины и цветные изображения вращающегося объекта на поворотном столе с помощью RGB-D камеры. Форма объекта реконструируется путем интеграции изображений глубины объекта, полученных с разных точек обзора. Отражательная способность объекта определяется путем оценки параметров модели отражения по восстановленным изображениям формы.

Существует большое число работ по методам передачи цвета от изображения к изображению, которые используются для выравнивания цветовых характеристик реальных и виртуальных объектов в сценах AR. В работе [13] представлен способ автоматического переноса цветовой статистики (средних значений и стандартных отклонений) с эталонного изображения на целевое. Дополнительные параметры используются для того, чтобы избежать ручной обработки, которая необходима для определения особенностей передачи цвета в случаях, когда изображения имеют сильное различие в цветовой палитре. Эти дополнительные параметры объединяют дисперсии эталонного и целевого изображений. Авторы статьи утверждают, что, хотя ручное изменение данных параметров требуется крайне редко, тем не менее иногда это необходимо. Кроме того, статистическая природа метода вызывает вопросы относительно вида и объема статистики. Также не очевидна способность метода обрабатывать некоторые типы изображений (содержащие блестящие объекты, тени). Полезное расширение этого метода предложено в [14], которое учитывает цветовой облик, вносимый как целевым, так и эталонным изображением, что приводит к смешиванию цветов.

Другой подход к передаче цвета от изображения к изображению, основанный на характеристиках человеческого восприятия,

описан в [15]. Сначала цвета изображения ассоциируются с одной из 11 основных цветных категорий. Затем строятся распределения категорий для исходного и целевого изображений. Наконец, цвета передаются между парами категорий. Для построения распределения необходимо оценить оттенок освещения для обоих изображений. Для некоторых типов изображений эта процедура требует ручной настройки. Метод очень перспективен, но он неэффективен для нефотореалистичных изображений и для изображений с несколькими локальными источниками освещения.

Сяо и Ма [16] представили алгоритм для решения проблемы достоверности передачи цвета с учетом деталей сцены. Авторы рассматривают сохранение цветового градиента как необходимое условие достоверности сцены. Они формулируют проблему передачи цвета как задачу оптимизации и решают ее в два этапа – согласование гистограмм и оптимизация с сохранением градиента. Предложена метрика для объективной оценки эффективности алгоритмов передачи цвета на основе примеров.

Недостатками методов, описанных в [13–16] (и их многочисленных аналогов) являются неуниверсальность, неавтоматический характер и невозможность передачи не только цвета, но и всех основных характеристик изображения с помощью одной процедуры. Два типичных примера: метод балансировки цвета, предложенный в [17], предлагает пользователю интерактивно определить цветовое отображение, вручную указывая соответствия; подход, описанный в [18], требует специальной оценки геометрии и BRDF реальных объектов и хотя бы одного доминирующего цвета на реальных объектах.

От указанных недостатков свободен способ обеспечения VC, представленный в [1]. Несмотря на впечатляющие результаты, полученные исследователями с помощью методов, упомянутых в обзоре [6], уровень VC все еще часто недостаточен, особенно в сценах AR с реальными естественными ландшафтами в условиях рассеянного освещения, которые типичны для авиационных приложений.

Метод из статьи [1] ориентирован на такие условия и базируется на аппарате двумерных спектральных преобразований изображений. Предложена технология спектральной трансплантации, которая обеспечивает прямую передачу характеристик цвета, яркости и контраста от реального фона к виртуальным объектам. Разработан алгоритм автоматического выбора оптимального вида спектрального преобразования для использования в спектральной трансплантации.

В последние годы активно развивается направление применения нейросетевых решений для обеспечения VC, которые преимущественно используются для оценки условий освещенности и для рендеринга виртуальных объектов.

Нейросетевая оценка условий освещенности

Хорошей иллюстрацией исследовательских подходов к решению данной проблемы является обзор [19] (104 источника).

В работе [20] предложен способ рендеринга виртуальных объектов на основе одного фото реальной сцены. Результат достигается в три этапа: 1) нейросетевой классификатор условий освещения обучается автоматически аннотировать местоположение источников света на большом наборе данных карт окружающей среды низкого динамического диапазона (Low Dynamic Range – LDR); 2) полученные аннотации используются для обучения нейросети, которая предсказывает расположение источников света в сцене по одной фотографии с ограниченным полем зрения; 3) осуществляется точная настройка этой нейросети с применением небольшого набора данных карт среды высокого динамического диапазона (High Dynamic Range – HDR) для прогнозирования интенсивности освещения. Далее оценки освещенности используются для рендеринга 3D-объектов в сценах AR. Фотореалистичность результата подтверждается исследованием, в котором 105 участников отдали предпочтение данному методу в сравнении с [11].

Исследователи из Google и Принстонского университета [21] предложили сходный подход к оценке условий освещенности в 3D

по одному 2D-изображению и для конкретной точки на нем. Отличие заключается в том, что нейросеть сначала оценивает геометрию сцены, затем она трансформируется в сферическую проекцию вокруг выбранного пикселя, которая используется как вход для следующей нейросети, задача которой – генерация цветовой окраски для ненаблюдаемых фрагментов. Еще одна нейросеть генерирует картину HDR, которую можно использовать для рендеринга виртуальных объектов. Преимущество подхода – в независимости нейросетей, что упрощает их обучение.

Авторы статьи [22] адресуют свой метод приложениям для мобильных устройств, эксплуатируя наличие в них фронтальной и задней камер. Картинки этих камер используются как вход для сверточной нейросети, цель которой – прогноз низкочастотных сферических гармоник для модели освещенности, представленной в виде сферических гармонических функций, широко используемой в игровой индустрии для рендеринга виртуальных трехмерных объектов в силу своей простоты.

Для характерных в авиационных приложениях сцен AR с рассеянным светом открытых пространств интересным представляется подход, описанный в [23]. Авторы применяют сверточную нейросеть, обученную на большом наборе пар фото, – параметры освещенности для экстракта характеристик освещения из одного изображения, которые затем дополняются моделью освещенности на открытом воздухе. Недостатки метода – ограничения, накладываемые этой моделью (хорошо работает для солнечных сцен и плохо – для пасмурных), влияние на результаты конкретного обучающего набора и проблемы с воспроизведением влияния точечных источников света.

Лучше справляется с отсветами реальных бликов на виртуальных объектах метод, развиваемый авторами [24]. Сначала вид с камеры преобразуется в облако точек световых источников с центром в точке наблюдения. Затем компактная нейронная сеть используется для оценки коэффициентов сферических гармоник в точке рендеринга. Далее по коэф-

фициентам сферических гармоник восстанавливается карта освещенности HDR.

Еще один способ оценки коэффициентов сферических гармоник в точке рендеринга посредством нейросети предложен в [25]. Авторы как преимущество своего подхода заявляют отсутствие необходимости в какой-либо информации о геометрии сцены и высокую скорость (20 мс) генерации оценок для сферических гармоник пятого порядка. Однако для обучения нейросети используется специально синтезированный для конкретной сцены набор данных, что ограничивает универсальность метода.

В работе [26] являющийся сейчас сотрудником Google П. Дебевек с коллегами продолжили развитие его идеи 11-летней давности [7] об использовании специальных отражающих объектов для генерации карты HDR, но уже с применением нейросетей. Автоэнкодер обучается на массиве LDR-картинок, включающих три сферы с поверхностями разной отражательной способности, каждая из которых позволяет получить непересекающиеся данные о характере освещения. Такой подход, как утверждают авторы, делает его эффективным для генерации сцен AR и внутри помещений, и на открытом воздухе.

Другая команда из Google в сотрудничестве с исследователями из Университета Беркли предложила нейросетевой метод оценки условий освещенности по одной стереопаре LDR [27]. Предложенный метод оценивает трехмерную объемную RGB-модель сцены, включая контент за пределами наблюдаемого поля, а затем использует стандартный объемный рендеринг для оценки освещения в любой точке в пределах этого объема. Модель обучается без каких-либо реальных 3D-данных и требует только расширенного перспективного вида вблизи входной стереопары и сферической панорамы, снятой внутри сцены.

Нейросетевой рендеринг

Широкий обзор нейросетевых методов рендеринга виртуальных объектов, активно используемых в генерации AR-сцен, дан в [28] (234 источника). В качестве преамбулы публикация содержит краткое описание клас-

сических алгоритмов компьютерного зрения для рендеринга, что делает ее удобной при общем знакомстве с проблематикой.

Весьма успешно нейросети применяются для рендеринга в виде генеративно-сопоставительных сетей (Generative Adversarial Network – GAN), представленных в ставшей уже классической работе [29], которая вызвала поток публикаций по стилизовому моделированию изображений, примером может служить статья [30]. Часто процесс генерации изображений требует обеспечения возможности управления им, что первоначально делалось сопоставлением полученных данных с данными исходных изображений. Такое решение, однако, не гарантирует, что результат, сгенерированный GAN, будет выглядеть естественно. Поэтому вместо минимизации расстояния между результатами и целевыми показателями в настоящее время чаще применяются условные GAN, где оценивается соответствие статистических распределений результатов и входных данных [31].

Управление рендерингом через точку размещения виртуальной камеры в [32] основано на сверточной сети, обученной синтезировать новые изображения из шести входных. Сеть обучается с помощью большого синтетического набора данных из 1000 сцен со сложной геометрией и свойствами материалов. Метод способен синтезировать новые точки обзора для захваченных реальных данных и воспроизводить сложные эффекты, такие как перекрытия, зависящая от вида зеркальность и резкие тени.

Весьма востребован у пользователей мультимодальный нейросетевой синтез. Для получения различных выходных данных, существенно отличающихся друг от друга, нейросеть должна обладать некоторой стохастичностью или структурированной дисперсией, что, как правило, достигается с помощью вариационных автоэнкодеров, как это сделано в [33].

Классический инверсный рендеринг для виртуальных объектов в реальных сценах в нейросетевом исполнении позволяет справиться с проблемой вычислительной затратности. В [34] предложен метод, позволяющий на основе одного RGB-изображения произ-

вольной сцены в помещении создать ее полную реконструкцию путем оценки геометрии, изменяющихся в пространстве освещения и неламбертовой отражательной способности поверхностей.

Применение нейросетей для целей VC также включает решение ряда иных задач. В статье [35] перенос признаков одного изображения на другое осуществляется в два этапа, оригинальная нейросеть используется при выявлении признаков в первом изображении, вектор которых применяется в качестве фильтра другой нейросети, выявляющей признаки во втором. Авторы считают, что их решение успешно конкурирует с GAN. Обзор [36] (95 источников) содержит анализ приложений для обнаружения объектов в изображении реального мира на основе глубокого обучения в контексте дополненной реальности и анализ использования серверов или локальных устройств AR для выполнения вычислений по обнаружению объектов.

Заключение

Появление новой генерации авиатренажеров – тренажеров с использованием технологии дополненной реальности – маркирует на аэрокосмическую сферу проекцию связанного с массовым переходом на использование XR-устройств глобального тренда развития IT-технологий. Обусловленный этим трендом бум исследований по тематике VC, который проиллюстрирован настоящим обзором, требует скорейшего формирования соответствующего научного направления в РФ.

Список литературы

1. Горбунов А.Л. Визуальная когерентность в дополненной реальности // *Advanced Engineering Research*. 2023. № 2. С. 180–190. DOI: 10.23947/2687-1653-2023-23-2-180-190
2. Горбунов А.Л. Визуальная однородность сцен дополненной реальности // *Запись и воспроизведение объемных изображений в кинематографе и других областях: сборник докладов IX Международной научно-прак-*

тической конференции. Москва, 17–18 апреля 2017 г. М.: ВГИК им. С.А. Герасимова, 2017. С. 235–239.

3. Hughes C. The psychometrics of cyber-sickness in augmented reality / C. Hughes, C. Fidopiastis, K. Stanney, P. Bailey, E. Ruiz [Электронный ресурс] // *Frontiers in Virtual Reality*. 2020. Vol. 1. ID: 602954. DOI: 10.3389/frvir.2020.602954 (дата обращения: 05.04.2023).

4. Somanath G., Kurz D. HDR environment map estimation for real-time augmented reality [Электронный ресурс] // *IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR)*. USA: Nashville, TN, 2021. Pp. 11293–11301. DOI: 10.1109/CVPR46437.2021.01114 (дата обращения: 05.04.2023).

5. Zollmann S. Visualization techniques in augmented reality: A taxonomy, methods and patterns / S. Zollmann, T. Langlotz, R. Grasset, W.H. Lo, S. Mori, H. Regenbrecht // *IEEE Transactions on Visualization and Computer Graphics*, 2021. Vol. 27, no. 9. Pp. 3808–3825. DOI: 10.1109/TVCG.2020.2986247

6. Kronander J. Photorealistic rendering of mixed reality scenes / J. Kronander, F. Bantlerle, A. Gardner, E. Miandji, J. Unger // *Computer Graphics Forum*. 2015. Vol. 34, iss. 2. Pp. 643–665. DOI: 10.1111/cgf.12591

7. Debevec P. A single-shot light probe / P. Debevec, P. Graham, J. Busch, M. Bolas [Электронный ресурс] // *SIGGRAPH '12: Special Interest Group on Computer Graphics and Interactive Techniques Conference*. California, Los Angeles, 2012. Article No.: 10. Pp. 1–19. DOI: 10.1145/2343045.2343058 (дата обращения: 05.04.2023).

8. Unger J. Capturing and rendering with incident light fields / J. Unger, A. Wenger, T. Hawkins, A. Gardner, P. Debevec // *14th Eurographics Symposium on Rendering*, 2003. Pp. 141–149. DOI: 10.2312/EGWR/EGWR03/141-149

9. Alhakamy A., Tuceryan M. CubeMap360: Interactive global illumination for augmented reality in dynamic environment // *Proceedings of IEEE SoutheastCon*. USA, Huntsville, AL, 2019. Pp. 1–8. DOI: 10.1109/SoutheastCon42311.2019.9020588

- 10. Knorr S., Kurz D.** Real-time illumination estimation from faces for coherent rendering // 2014 IEEE International Symposium on Mixed and Augmented Reality (ISMAR). Germany, Munich, 2014. Pp. 349–350. DOI: 10.1109/ISMAR.2014.6948483
- 11. Karsch K., Sunkavalli K., Hadap S. и др.** Automatic scene inference for 3D object compositing // ACM Transactions on Graphics. 2014. Vol. 33, no. 3. Pp. 1–15. DOI: 10.1145/2602146
- 12. Tsunetzaki S.** Reproducing material appearance of real objects using mobile augmented reality / S. Tsunetzaki, R. Nomura, T. Komuro, S. Yamamoto, N. Tsumura // 2018 IEEE International Symposium on Mixed and Augmented Reality Adjunct (ISMAR-Adjunct). Germany, Munich, 2018. Pp. 196–197. DOI: 10.1109/ISMAR-Adjunct.2018.00065
- 13. Reinhard E.** Real-time color blending of rendered and captured video / E. Reinhard, A.O. Akyüz, M. Colbert, C. Hughes, M. Oconnor [Электронный ресурс] // Proceedings Interservice/Industry Training, Simulation and Education Conference (I/ITSEC). Orlando, Amerika Birleşik Devletleri, 2004. P. 15021. URL: <http://www.ceng.metu.edu.tr/~akyuz/files/blend.pdf> (дата обращения: 05.04.2023).
- 14. Chen W.-S., Huang M.-L., Wang C.-M.** Optimizing color transfer using color similarity measurement // 2016 IEEE/ACIS 15th International Conference on Computer and Information Science (ICIS), 2016. Pp. 1–6. DOI: 10.1109/ICIS.2016.7550799
- 15. Chang Y., Saito S., Nakajima M.** Example-Based color transformation of image and video using basic color categories // IEEE Transactions on Image Processing, 2007. Vol. 16, no. 2. Pp. 329–336. DOI: 10.1109/tip.2006.888347
- 16. Xiao X., Ma L.** Gradient-Preserving color transfer // Computer Graphics Forum. 2009. Vol. 28, iss. 7. Pp. 1879–1886. DOI: 10.1111/j.1467-8659.2009.01566.x
- 17. Oskam T.** Fast and stable color balancing for images and augmented reality / T. Oskam, A. Hornung, R.W. Sumner, M. Gross // 2012 Second International Conference on 3D Imaging, Modeling, Processing, Visualization & Transmission (3DIMPVT). Zurich, Switzerland, 13–15 October 2012. Pp. 49–56. DOI: 10.1109/3DIMPVT.2012.36
- 18. Knecht M.** Adaptive camera-based color mapping for mixed-reality applications / M. Knecht, C. Traxler, W. Purgathofer, M. Wimmer // 2011 10th IEEE International Symposium on Mixed and Augmented Reality (ISMAR 2011). Switzerland, Basel, 2011. Pp. 165–168. DOI: 10.1109/ISMAR.2011.6092382
- 19. Einabadi F., Guillemaut J., Hilton A.** Deep neural models for illumination estimation and relighting: A survey // Computer Graphics Forum. 2021. Vol. 40, iss. 6. Pp. 315–331. DOI: 10.1111/cgf.14283
- 20. Gardner M., Sunkavalli K., Yumer E. и др.** Learning to predict indoor illumination from a single image // ACM Transactions on Graphics. 2017. Vol. 36, iss. 6. Article No.: 176. Pp. 1–14. DOI: 10.1145/3130800.3130891
- 21. Song S., Funkhouser T.** Neural illumination: Lighting prediction for indoor environments [Электронный ресурс] // Proceedings 2019 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR), 2019. Pp. 6918–6926. DOI: 10.48550/arXiv.1906.07370 (дата обращения: 05.04.2023).
- 22. Cheng D.** Learning scene illumination by pairwise photos from rear and front mobile cameras / D. Cheng, J. Shi, Y. Chen, X. Deng, X. Zhang // Computer Graphics Forum. 2018. Vol. 37, iss. 7. Pp. 213–221. DOI: 10.1111/cgf.13561
- 23. Hold-Geoffroy Y.** Deep outdoor illumination estimation / Y. Hold-Geoffroy, K. Sunkavalli, S. Hadap, E. Gambaretto, J.-F. Lalonde [Электронный ресурс] // Proceedings 2017 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). USA, Honolulu, HI, 2017. Pp. 2373–2382. DOI: 10.1109/CVPR.2017.255 (дата обращения: 05.04.2023).
- 24. Zhao Y., Guo T.** PointAR: Efficient lighting estimation for mobile augmented reality // 16th European Conference on Computer Vision (ECCV'20), 2020. Pp. 678–693. DOI: 10.48550/arXiv.2004.00006
- 25. Garon M.** Fast spatially-varying in-door lighting estimation / M. Garon, K. Sunkavalli, S. Hadap, N. Carr, J. Lalonde [Электронный ресурс] // Proceedings IEEE Conference on

Computer Vision and Pattern Recognition, 2019. Pp. 6908–6917. DOI: 10.48550/arXiv.1906.03799 (дата обращения: 05.04.2023).

26. LeGendre C., Ma W., Fyffe G. и др. Deep-light: Learning illumination for unconstrained mobile mixed reality [Электронный ресурс] // Proceedings IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2019. Pp. 5918–5928. DOI: 10.48550/arXiv.1904.01175 (дата обращения: 05.04.2023).

27. Srinivasan P. Lighthouse: Predicting lighting volumes for spatially-coherent illumination / P. Srinivasan, B. Mildenhall, M. Tancik, J. Barron, R. Tucker, N. Snavely [Электронный ресурс] // Proceedings IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2020. Pp. 8080–8089. DOI: 10.48550/arXiv.2003.08367 (дата обращения: 05.04.2023).

28. Tewari A., Fried O., Thies J. и др. State of the art on neural rendering // Computer Graphics Forum. 2020. Vol. 39, iss. 2. Pp. 701–727. DOI: 10.1111/cgf.14022

29. Goodfellow I., Pouget-Abadie J., Mirza M. и др. Generative adversarial nets // Proceedings of the 27th International Conference on Neural Information Processing Systems, 2014. Vol. 2. Pp. 2672–2680. DOI: 10.5555/2969033.2969125

30. Karras T., Laine S., Aila T. A style-based generator architecture for generative adversarial networks [Электронный ресурс] // 2019 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). USA, Long Beach, CA, 2019. Pp. 4396–4405. DOI: 10.1109/CVPR.2019.00453 (дата обращения: 05.04.2023).

31. Bi S. Deep CG2Real: Synthetic-to-real translation via image disentanglement / S. Bi, K. Sunkavalli, F. Perazzi, E. Shechtman, V. Kim, R. Ramamoorthi // 2019 IEEE/CVF International Conference on Computer Vision (ICCV), 2019. Pp. 2730–2739. DOI: 10.1109/ICCV.2019.00282

32. Xu Z. Deep view synthesis from sparse photometric images / Z. Xu, S. Bi, K. Sunkavalli, S. Hadap, H. Su, R. Ramamoorthi [Электронный ресурс] // ACM Transactions on Graphics. 2019. Vol. 38, iss. 412. Article No.: 76. Pp. 1–13. DOI: 10.1145/3306346.3323007 (дата обращения: 05.04.2023).

33. Park T. Semantic image synthesis with spatially-adaptive normalization / T. Park, M. Liu, T. Wang, J. Zhu [Электронный ресурс] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2019. 19 p. DOI: 10.48550/arXiv.1903.07291 (дата обращения: 05.04.2023).

34. Li Z. Inverse rendering for complex indoor scenes: Shape, spatially-varying lighting and SVBRDF from a single image / Z. Li, M. Shafiei, R. Ramamoorthi, K. Sunkavalli, M. Chandraker [Электронный ресурс] // Proceedings IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2020. Pp. 2475–2484. DOI: 10.48550/arXiv.1905.02722 (дата обращения: 05.04.2023).

35. Zhan F., Yu Y., Wu R. и др. Bi-level feature alignment for semantic image translation and manipulation [Электронный ресурс] // Proceedings IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2022. 18 p. DOI: 10.48550/arXiv.2107.03021 (дата обращения: 05.04.2023).

36. Ghasemi Y. Deep learning-based object detection in augmented reality: A systematic review / Y. Ghasemi, H. Jeong, S. Choi, J. Lee, K. Park [Электронный ресурс] // Computers in Industry. 2022. Vol. 139. ID: 103661. DOI: 10.1016/j.compind.2022.103661 (дата обращения: 05.04.2023).

References

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

2. Gorbunov, A.L. (2017). Visual homogeneity of augmented reality scenes. In: *Zapis i vosproizvedeniye obyemnykh izobrazheniy v kinematografe i drugih oblastiakh: sbornik dokladov IX Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii*. Moscow: VGIK im. S.A. Gerasimova, pp. 235–239. (in Russian)

3. Hughes, C., Fidopiastis, C., Stanney, K., Bailey, P., Ruiz, E. (2020). The psychometrics of cybersickness in augmented reality. *Frontiers in Virtual Reality*, vol. 1, ID: 602954. DOI: 10.3389/frvir.2020.602954 (accessed: 05.04.2023).

4. **Somanath, G., Kurz, D.** (2021). HDR environment map estimation for real-time augmented reality. In: *IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR)*, Nashville, TN, USA, pp. 11293–11301. DOI: 10.1109/CVPR46437.2021.01114 (accessed: 05.04.2023).
5. **Zollmann, S., Langlotz, T., Grasset, R., Lo, W.H., Mori, S., Regenbrecht, H.** (2021). Visualization techniques in augmented reality: A taxonomy, methods and patterns. In: *IEEE Transactions on Visualization and Computer Graphics*, vol. 27, no. 9, pp. 3808–3825. DOI: 10.1109/TVCG.2020.2986247
6. **Kronander, J., Banterle, F., Gardner, A., Miandji, E., Unger, J.** (2015). Photorealistic rendering of mixed reality scenes. *Computer Graphics Forum*, vol. 34, issue 2, pp. 643–665. DOI: 10.1111/cgf.12591
7. **Debevec, P., Graham, P., Busch, J., Bolas, M.** (2012). A single-shot light probe. In *SIGGRAPH '12: Special Interest Group on Computer Graphics and Interactive Techniques Conference*, Los Angeles California, Article No.: 10, pp. 1–19. DOI: 10.1145/2343045.2343058 (accessed: 05.04.2023).
8. **Unger, J., Wenger, A., Hawkins, T., Gardner, A., Debevec, P.** (2003). Capturing and rendering with incident light fields. In: *14th Eurographics Symposium on Rendering*, pp. 141–149. DOI: 10.2312/EGWR/EGWR03/141-149
9. **Alhakamy, A., Tuceryan, M.** (2019). CubeMap360: Interactive global illumination for augmented reality in dynamic environment. In: *Proceedings of IEEE SoutheastCon*, Huntsville, AL, USA, pp. 1–8. DOI: 10.1109/SoutheastCon 42311.2019.9020588
10. **Knorr, S., Kurz, D.** (2014). Real-time illumination estimation from faces for coherent rendering. In: *2014 IEEE International Symposium on Mixed and Augmented Reality (ISMAR)*, Munich, Germany, pp. 349–350. DOI: 10.1109/ISMAR.2014.6948483
11. **Karsch, K., Sunkavalli, K., Hadap, S., et al.** (2014). Automatic scene inference for 3D object compositing. *ACM Transactions on Graphics*, vol. 33, no. 3, pp. 1–15. DOI: 10.1145/2602146
12. **Tsunezaki, S., Nomura, R., Komuro, T., Yamamoto, S., Tsumura, N.** (2018). Reproducing material appearance of real objects using mobile augmented reality. In: *2018 IEEE International Symposium on Mixed and Augmented Reality Adjunct (ISMAR-Adjunct)*, Munich, Germany, pp. 196–197. DOI: 10.1109/ISMAR-Adjunct.2018.00065
13. **Reinhard, E., Akyuz, A.O., Colbert, M., Hughes, C., O'Connor, M.** (2004). Real-time color blending of rendered and captured video. In: *Proceedings Interservice/Industry Training, Simulation and Education Conference (IITSEC)*, Orlando, Amerika Birleşik Devletleri, p. 15021. Available at: <http://www.ceng.metu.edu.tr/~akyuz/files/blend.pdf> (accessed: 05.04.2023).
14. **Chen, W.-S., Huang, M.-L., Wang, C.-M.** (2016). Optimizing color transfer using color similarity measurement. In: *2016 IEEE/ACIS 15th International Conference on Computer and Information Science (ICIS)*, pp. 1–6. DOI: 10.1109/ICIS.2016.7550799
15. **Chang, Y., Saito, S., Nakajima, M.** (2007). Example-Based color transformation of image and video using basic color categories. In: *IEEE Transactions on Image Processing*, vol. 16, no. 2, pp. 329–336. DOI: 10.1109/tip.2006.888347
16. **Xiao, X., Ma, L.** (2009). Gradient-Preserving color transfer. *Computer Graphics Forum*, vol. 28, issue 7, pp. 1879–1886. DOI: 10.1111/j.1467-8659.2009.01566.x
17. **Oskam, T., Hornung, A., Sumner, R.W., Gross, M.** (2012). Fast and stable color balancing for images and augmented reality. In: *2012 Second International Conference on 3D Imaging, Modeling, Processing, Visualization & Transmission (3DIMPVT)*, Zurich, Switzerland, October 13–15, pp. 49–56. DOI: 10.1109/3DIMPVT.2012.36
18. **Knecht, M., Traxler, C., Purgathofer, W., Wimmer, M.** (2011). Adaptive Camera-Based Color Mapping For Mixed-Reality Applications. In: *2011 10th IEEE International Symposium on Mixed and Augmented Reality (ISMAR 2011)*, Basel, Switzerland, pp. 165–168. DOI: 10.1109/ISMAR.2011.6092382
19. **Einabadi, F., Guillemaut, J., Hilton, A.** (2021). Deep neural models for illumination es-

timation and relighting: A survey. *Computer Graphics Forum*, vol. 40, issue 6, pp. 315–331. DOI: 10.1111/cgf.14283

20. Gardner, M., Sunkavalli, K., Yumer, E., et al. (2017). Learning to predict indoor illumination from a single image. *ACM Transactions on Graphics*, vol. 36, issue 6, Article No.: 176, pp. 1–14. DOI: 10.1145/3130800.3130891

21. Song, S., Funkhouser, T. (2019). Neural illumination: Lighting prediction for indoor environments. In: *Proceedings 2019 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR)*, pp. 6918–6926. DOI: 10.48550/arXiv.1906.07370 (accessed: 05.04.2023).

22. Cheng, D., Shi, J., Chen, Y., Deng, X., Zhang, X. (2018). Learning scene illumination by pairwise photos from rear and front mobile cameras. *Computer Graphics Forum*, vol. 37, issue 7, pp. 213–221. DOI: 10.1111/cgf.13561

23. Hold-Geoffroy, Y., Sunkavalli, K., Hadap, S., Gambaretto, E., Lalonde, J. (2017). Deep outdoor illumination estimation. In: *Proceedings 2017 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR)*, Honolulu, HI, USA, pp. 2373–2382. DOI: 10.1109/CVPR.2017.255 (accessed: 05.04.2023).

24. Zhao, Y., Guo, T. (2020). Point AR: Efficient lighting estimation for mobile augmented reality. In: *16th European Conference on Computer Vision (ECCV'20)*, pp. 678–693. DOI: 10.48550/arXiv.2004.00006

25. Garon, M., Sunkavalli, K., Hadap, S., Carr, N., Lalonde, J. (2019). Fast spatially-varying in-door lighting estimation. In: *Proceedings IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition*, pp. 6908–6917. DOI: 10.48550/arXiv.1906.03799 (accessed: 05.04.2023).

26. LeGendre, C., Ma, W., Fyffe, G., et al. (2019). DeepLight: Learning illumination for unconstrained mobile mixed reality. In: *Proceedings IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition*, pp. 5918–5928. DOI: 10.48550/arXiv.1904.01175 (accessed: 05.04.2023).

27. Srinivasan, P., Mildenhall, B., Tanksik, M., Barron, J., Tucker, R., Snavely, N. (2020). Lighthouse: Predicting lighting volumes for spatially-coherent illumination. In: *Proceed-*

ings IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, pp. 8080–8089. DOI: 10.48550/arXiv.2003.08367 (accessed: 05.04.2023).

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

29. Goodfellow, I., Pouget-Abadie, J., Mirza, M., et al. (2014). Generative adversarial nets. In: *Proceedings of the 27th International Conference on Neural Information Processing Systems*, vol. 2, pp. 2672–2680. DOI: 10.5555/2969033.2969125

30. Karras, T., Laine, S., Aila, T. (2019). A style-based generator architecture for generative adversarial networks. In: *2019 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR)*, Long Beach, CA, USA, pp. 4396–4405. DOI: 10.1109/CVPR.2019.00453 (accessed: 05.04.2023).

31. Bi, S., Sunkavalli, K., Perazzi, F., Shechtman, E., Kim, V., Ramamoorthi, R. (2019). Deep CG2Real: Synthetic-to-real translation via image disentanglement. In: *2019 IEEE/CVF International Conference on Computer Vision (ICCV)*, pp. 2730–2739. DOI: 10.1109/ICCV.2019.00282

32. Xu, Z., Bi, S., Sunkavalli, K., Hadap, S., Su, H., Ramamoorthi, R. (2019). Deep view synthesis from sparse photometric images. *ACM Transactions on Graphics*, vol. 38, issue 412, Article No.: 76, pp. 1–13. DOI: 10.1145/3306346.3323007 (accessed: 05.04.2023).

33. Park, T., Liu, M., Wang, T., Zhu, J. (2019). Semantic image synthesis with spatially-adaptive normalization. In: *Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition*, 19 p. DOI: 10.48550/arXiv.1903.07291 (accessed: 05.04.2023).

34. Li, Z., Shafiei, M., Ramamoorthi, R., Sunkavalli, K., Chandraker, M. (2020). Inverse rendering for complex indoor scenes: Shape, spatially-varying lighting and SVBRDF from a single image. In: *Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition*, pp. 2475–2484. DOI: 10.48550/arXiv.1905.02722 (accessed: 05.04.2023).

35. Zhan, F., Yu, Y., Wu, R., et al. (2022). Bi-level feature alignment for semantic image

translation and manipulation. In: *Proceedings IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition*, 18 p. DOI: 10.48550/arXiv.2107.03021 (accessed: 05.04.2023).

36. Ghasemi, Y., Jeong, H., Choi, S., Lee, J., Park, K. (2022). Deep learning-based

object detection in augmented reality: A systematic review. *Computers in Industry*, vol. 139, ID: 103661. DOI: 10.1016/j.compind.2022.103661 (accessed: 05.04.2023).

Сведения об авторах

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

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

Information about the authors

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

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

Поступила в редакцию	18.04.2023	Received	18.04.2023
Одобрена после рецензирования	17.05.2023	Approved after reviewing	17.05.2023
Принята в печать	21.09.2023	Accepted for publication	21.09.2023

УДК 629.7.073

DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-5-42-52

Метод обучения пилотов воздушных судов последнего поколения взаимодействию с экипажами других воздушных судов

И.С. Муравьев¹

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

Аннотация: Обучение пилотов воздушных судов последнего поколения взаимодействию с другими экипажами в полете осложнено высокой автоматизацией кабин воздушных судов и информационной перегруженностью экипажей с одной стороны и ответственностью пилотов за принятые решения относительно воздушного движения с другой. Поскольку нет единой методики обучения пилотов взаимодействию с другими экипажами, находящимися в одном воздушном пространстве, возникает потребность в разработке качественного тренинга. Для решения этой проблемы разработан метод, основанный на предварительном расчете количества информации, которую пилоту необходимо обрабатывать в процессе обучения, в зависимости от вида этой информации, для эффективного формирования концептуальной модели воздушного движения в полете. Метод формирования концептуальной модели воздушного движения основан на применении математической модели «случайного блуждания с поглощением». Метод состоит из трех этапов. На первом этапе полета пилоту необходимо выполнить тренировочный полет по маршруту. В первом полете второго этапа обучения обучаемым пилотом оценивается тенденция на сближение (удаление) оцениваемого воздушного судна с воздушным судном обучаемого пилота. Во втором полете второго этапа местоположение оцениваемого воздушного судна определяется по докладам экипажа о месте положения и докладам о высоте, в третьем полете по докладу экипажа о месте положения, курсе полета и высоте. На третьем этапе обучения при выполнении трех полетов, преимущественно по маршруту, обучаемому пилоту необходимо провести оценку воздушной обстановки по всем параметрам, докладываемым экипажами воздушных судов, находящихся в одном районе полетов. После полетов второго и третьего этапа обучения пилоту необходимо проанализировать и оценить воздушную обстановку в процессе выполнения своего полета комплексно по количеству воздушных судов в районе полета, их местоположению и порядку их перемещения. Результаты эксперимента позволили определить, что участники экспериментальной группы на 24% эффективнее справлялись с оценкой воздушной обстановки и взаимодействием с другими экипажами, находящимися в полете в одном районе, по сравнению с летчиками контрольной группы. Обработка результатов экспериментов показала, что при применении предложенного метода подготовки статистически достоверно была повышена надежность взаимодействия экипажей воздушных судов последнего поколения в автоматическом режиме пилотирования.

Ключевые слова: пилотирование воздушных судов последнего поколения, профессиональная подготовка пилотов, тренинг пилотов, предъявление информации пилоту, запоминание информации пилотом, надежность пилотирования, взаимодействие экипажей, пилотирование в автоматическом режиме.

Для цитирования: Муравьев И.С. Метод обучения пилотов воздушных судов последнего поколения взаимодействию с экипажами других воздушных судов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2023. Т. 26, № 5. С. 42–52. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-5-42-52

Method of training pilots of the latest-generation aircraft to interact with crews of other aircraft

I.S. Muravyov¹

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

Abstract: Training pilots of latest-generation aircraft to interact with other crews in flight is complicated by the high level of cockpit automation and information overload of crews, on the one hand, and by the responsibility of pilots for decisions made regarding air traffic, on the other hand. Since the unified methodology for training pilots to interact with other crews in the same

airspace is not available, the development of qualitative training is required. To address this issue, a method, based on a preliminary calculation of the amount of information which is necessary to process by a pilot when training depending on the type of this information for the efficient formation of a conceptual model of air traffic in flight, has been developed. The method of forming a conceptual model of air traffic is based on the application of a mathematical model of “random walk with absorption”. The method consists of three phases. In the first flight phase, a pilot should operate a training flight en route. In the first flight of the second training phase, a trainee evaluates the tendency for the approach (separation) of the assessed aircraft to the trainee aircraft. In the second flight of the second phase, the assessed aircraft position is determined by the crew position and altitude reports, in the third flight – by the crew position, heading and altitude reports. In the third training phase, when operating three flights primarily en route, a trainee is supposed to evaluate the air situation according to all the parameters reported by crews operating in the same airspace. After flights of the second and third training phases, the pilot is meant to analyze and evaluate the air situation while operating a flight comprehensively by the number of aircraft in the flight area, their position and the sequence of their motion. The experimental results made it possible to determine that participants in the experimental group were 24% more efficient in evaluating the air situation and interacting with other crews in flight in the same flight area compared to the control group pilots. Processing of the experimental results showed that when employing the proposed training method, the reliability of the latest-generation aircraft crew interaction at the automatic piloting mode was statistically significantly increased.

Key words: piloting the latest-generation aircraft, dedicated training of pilots, pilot training, presentation of information to the pilot, memorization of information by the pilot, reliability of piloting, interaction of crews, piloting at an automatic mode.

For citation: Muravyov, I.S. (2023). Method of training pilots of the latest-generation aircraft to interact with crews of other aircraft. Civil Aviation High Technologies, vol. 26, no. 5, pp. 42–52. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-5-42-52

Введение

Практика показывает, что авиационные инциденты и происшествия возникают не только и не столько по причине ошибок операторов, управляющих воздушным движением, сколько по вине летных экипажей [1, 2]. Противоречие заключается в том, что концептуальная модель (КМ) своего полетного задания формируется пилотом в процессе предварительной подготовки перед полетом. А КМ воздушного движения в районе полета, где экипаж выполняет задачу, постоянно изменяется. Причем эта КМ воздушного движения должна быть единой для всех экипажей ВС, находящихся в этом воздушном пространстве. Информация, которая поступает экипажу от других ВС, имеет различный характер и, как правило, поступает не в полном объеме. Проблема эксплуатации воздушных судов последнего поколения (ВСПП) в подобных ситуациях заключается в том, что пилотам необходимо прогнозировать не только траекторию других ВС в воздушном пространстве, но и учитывать особенности функционирования автоматики своего ВС в изменяющейся воздушной обстановке. Современные методы и программы профессиональной подготовки не учитывают эти особенности [3–5].

Существующие методики подготовки основаны на многолетнем опыте эксплуатации воздушных судов, не имеющих высокоавтоматизированных управляющих систем. В статье предлагается новый метод подготовки пилотов взаимодействию с другими экипажами, выполняющими полет в одном и том же районе для повышения эффективности обучения пилотов при выполнении полетов на ВСПП. Это достигается за счет использования математической модели «случайного блуждания с поглощением», позволившей выполнить расчет количества информации, которую пилоту в полете необходимо обрабатывать, а также порядок использования этой информации в процессе всего периода обучения. Подставляя последовательно в математическую модель количество источников, которые пилот способен воспринять на текущем этапе полета, и количество источников, которые пилоту необходимо воспринять и обработать для принятия решения на управляющие воздействия, было определено следующее. Если разделить воспринимаемую пилотом информацию о полете и воздушной обстановке на визуальную, слуховую и концептуальную (находящуюся в сознании пилота – латентную) (рис. 1), то возможно найти такое взаимное соотношение визуальной, слуховой и концептуальной информа-

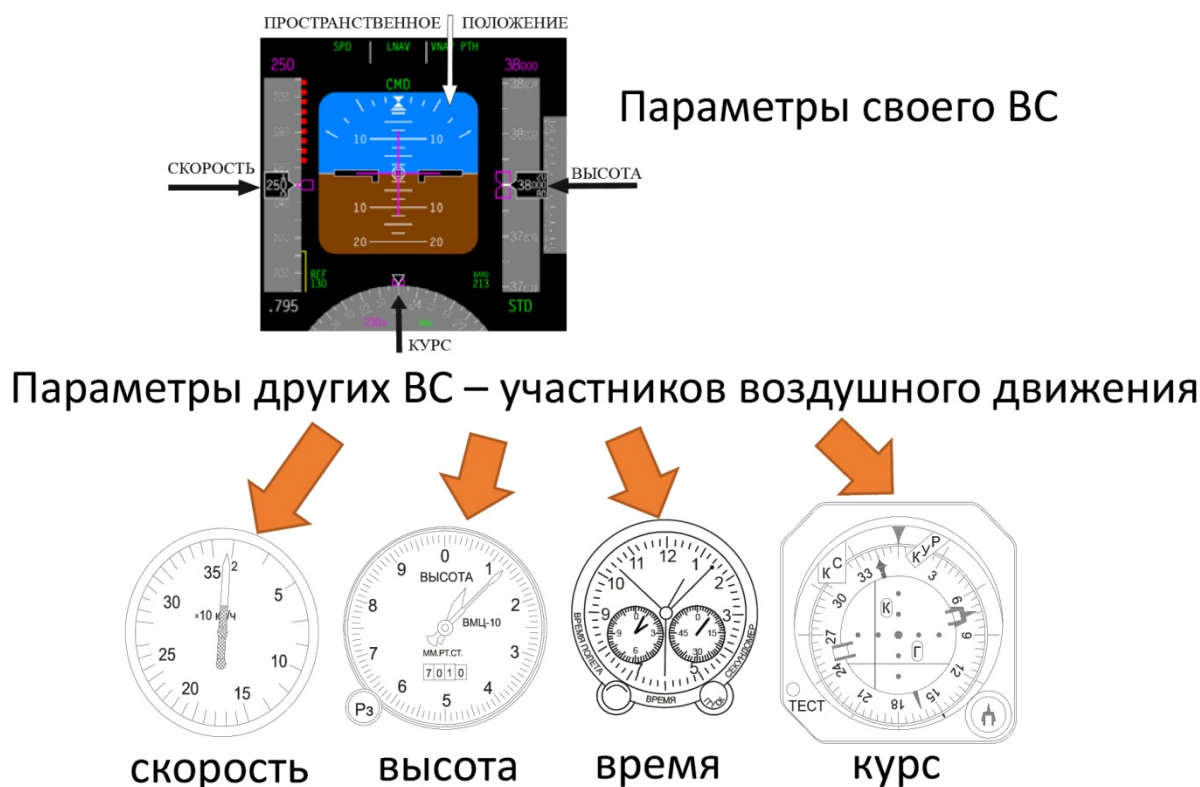


Рис. 1. Схема взаимосвязи между визуальной и концептуальной информацией
Fig. 1. Diagram of the relationship between visual and conceptual information

ции, которое позволит повысить эффективность выполнения полета на ВСПП [6–8].

Это будет выражено в увеличении вероятности безошибочных действий пилотов, эксплуатирующих ВСПП. Такой результат расчета достигается за счет увеличения количества источников, которые пилоту необходимо обработать на текущем этапе полета, и за счет уменьшения количества источников, которые пилот может видеть в своем рабочем поле зрения. Это позволяет установить, какой порядок использования источников информации необходимо предъявлять пилоту в процессе обучения, а также рационально задействовать обучаемому когнитивно-информационные преобразователи алгоритмов деятельности. Это в свою очередь способствуют наиболее эффективному формированию у пилотов ВСПП КМ воздушной обстановки в процессе выполнения полета.

С целью проверки разработанного метода был проведен эксперимент. Обработка данных эксперимента показала, что вероятность

успешного выполнения полета в автоматическом режиме пилотирования ВСПП при взаимодействии экипажа с экипажами других ВС, находящихся в воздушном пространстве одного района полетов, у экспериментальной группы пилотов на 24% больше, чем у пилотов контрольной группы. Следовательно, можно утверждать, что повысилась надежность рационального усваивания обучаемыми пилотами закономерностей взаимосвязей между различными видами информации и повысилась надежность формирования при этом когнитивно-информационных преобразователей алгоритмов деятельности на этапе профессиональной подготовки к самостоятельным полетам [9–16].

Метод

Особенность метода заключается в том, что предварительно выполняется расчет количества и качества предъявляемой пилоту

информации, которую пилоту необходимо будет анализировать и запоминать. С помощью этой информации пилот будет формировать концептуальную модель воздушной обстановки района полета, в котором он будет находиться. Кроме того, с помощью математического расчета планируется последовательность восприятия пилотом информации в зависимости от ее вида. Суть расчета состоит в следующем. Вся информация, которая находится в распоряжении пилота, подразделяется на три вида: визуальную, слуховую и концептуальную. В полете пилот постоянно обрабатывает информацию о полете своего ВС, второстепенно обрабатывает информацию о других ВС, находящихся в одном районе полетов с ним. Второстепенная обработка информации неизбежно увеличивает нагрузку на пилота, поэтому, для того чтобы обучить пилота рационально использовать поступающую к нему информацию от других ВС, чтобы эта информация не влияла на загруженность экипажа и безопасность полета, были произведены расчеты. Вероятность принятия пилотом решения на корректировку управления зависит от двух составляющих: количества информации, которое пилот может воспринимать на текущем этапе своей деятельности – m , и количества (а также и качества, так как у пилота всегда есть выбор, на основании какой информации принимать решение) информации, которое пилот должен воспринимать и обрабатывать на текущем этапе полета – u . В соответствии с моделью случайного блуждания с поглощением необходимо найти следующие вероятности перехода управляющего пилота между возможными состояниями:

- вероятность перехода пилота из состояния S_0 в состояние $S_1 - o_1 = \frac{u}{m}$;
- вероятность перехода пилота из состояния S_0 в состояние $S_2 - o_2 = 1 - o_1$;
- вероятность перехода пилота из состояния S_1 в состояние «поглощения» $A_1 - p_1 = \frac{u+1}{m}$;
- вероятность перехода пилота из состояния S_2 в состояние «поглощения» $A_2 - p_2 = 1 - p_1$.

Далее необходимо определить, как долго пилот будет принимать решение о корректировке управления воздушным судном или подаче информации в эфир в соответствии с моделью случайного блуждания с поглощением:

$$\Pr(L = n) = J(1 - J)^n, \quad (1)$$

где $J = o_1 p_1 + o_2 p_2$, n – количество циклов возврата пилота к исходному состоянию равновесия, которое было до появления каких-либо изменений в информационной модели полета.

Подставляя различные значения m и u для каждого этапа полета и для каждого перехода пилота между возможными состояниями при формировании концептуальной модели воздушной обстановки, можно подобрать такое их взаимное соотношение, при котором будет наблюдаться увеличение вероятности правильного принятия пилотом решения на корректировку управления ВС или принятия решения пилотом на выход в эфир. Такой результат расчета достигается при общем сокращении количества источников информации, которые пилот может воспринимать (m), и при общем увеличении количества информации, которую пилот должен обрабатывать при принятии решения (u). Обоснования этого расчета приведены в [17, 18].

Разработанная методика обучения, основанная на вышеизложенном методе, состоит из трех этапов. Первый этап состоит из одного полета по маршруту. Второй и третий этап состоят из трех полетов каждый. Полеты в период проведения второго и третьего этапа необходимо проводить или по маршруту, или в зону, при условии что в районе полетов сосредоточено не менее трех воздушных судов.

При выполнении первого этапа полета пилоту необходимо выполнить тренировочный полет по маршруту для ознакомления с районом полетов. На втором этапе задача пилота состоит в том, чтобы в процессе полета по докладам экипажей определить местоположение одного из воздушных судов и оценить порядок его перемещения в воздушном пространстве. В первом полете второго этапа

обучения местоположение ВС оцениваемого экипажа определяется по докладам этого экипажа. При этом оценивается тенденция на сближение (удаление) оцениваемого ВС с ВС обучаемого пилота. Во втором полете второго этапа местоположение оцениваемого ВС определяется по докладам экипажа о месте положения и докладам о высоте, в третьем полете по докладу экипажа о месте положения, курсе полета и высоте. После выполнения каждого полета обучаемому пилоту необходимо проанализировать и оценить воздушную обстановку в процессе выполнения своего полета по количеству ВС в районе полета и конкретно оценить местоположение одного из выбранных ВС на маршруте и порядок его перемещения. На третьем этапе обучения при выполнении трех полетов, преимущественно по маршруту, обучаемому пилоту необходимо провести оценку воздушной обстановки по всем параметрам, докладываемым экипажами воздушных судов, находящихся в одном районе полетов. После полетов третьего этапа обучения пилоту также необходимо проанализировать и оценить воздушную обстановку в процессе выполнения своего полета комплексно по количеству ВС в районе полета, их местоположению и порядку перемещения.

Экспериментальная часть

Разработанная методика использовалась для обучения летного состава. Для чего был проведен типологический отбор по методикам, изложенным в [7, 13], 20 летчиков в экспериментальную группу. Они имели приблизительно одинаковый налет (опыт летной работы), не имели перерывов в летной работе в период последних двух лет, разница в возрасте между самым старшим и самым младшим составляла не более трех лет. Все пилоты являлись командирами, имеющими небольшой опыт эксплуатации ВС последнего поколения с общим налетом на эксплуатируемый тип ВС 1500–2000 часов. Эти пилоты прошли дополнительную подготовку по разработанной методике обучения.

Кроме того, была сформирована контрольная группа из 20 человек с учетом тех же типологических характеристик, что и экспериментальная группа, но уже прошедших обучение по существующим программам подготовки.

После прохождения этапа подготовки пилотов экспериментальной группы по разработанной методике, был проведен эксперимент.

Эксперимент проводился в два этапа. Целью первого этапа являлась проверка достижения уравнивания опытных групп по типологическим характеристикам. На этом этапе пилоты выполняли по одному полету по маршруту. При этом руководитель полетов оценивал соблюдение испытуемыми пилотами правил ведения радиообмена, а также соответствие докладываемого местоположения пилотом и его фактического местоположения по локатору, расположенному у руководителя полетов. Результаты выполнения первого этапа эксперимента представлены в табл. 1. Эти результаты показывают, что условия отбора летчиков по выбранным параметрам в основном обеспечили уравнивание групп по типологическим характеристикам.

Таблица 1
Table 1

Результаты первого этапа эксперимента
Results of the experiment first phase

Количество допущенных отклонений при полете по маршруту	Количество человек, допустивших ошибки в пилотировании	
	Контрольная группа	Экспериментальная группа
0	–	2
3	1	2
5	2	1
7	6	4
9	4	4
11	1	2
13	3	2
15	3	3

На втором этапе эксперимента определялось отличие навыков пилотов экспериментальной группы от навыков пилотов кон-

трольной группы по взаимодействию пилотов воздушных судов последнего поколения с другими экипажами. А также проверялась гипотеза о том, что контрольная и экспериментальная группы принадлежат к одной генеральной совокупности. В процессе второго этапа эксперимента каждый летчик оценивался в безопасном выполнении полета по маршруту или в зону при условии автоматического режима пилотирования ВС. При этом круг полетов был обязательно задействован таким образом, что там постоянно находились одно или два ВС. Задача испытуемых пилотов состояла в том, чтобы выполнить полеты безопасно в соответствии с правилами выполнения визуальных полетов. Для этого было необходимо выполнить в одном упражнении полет по кругу, полет в зону и полет по маршруту каждому испытуемому пилоту. Оценка испытуемых пилотов проводилась следующим образом. Летчик-инструктор и руководитель полетов (РП) оценивали три параметра действий пилотов:

1) своевременность выполнения команд от руководителя полетов;

2) меру выдерживания дистанции до впереди летящего ВС (независимо от расстояния до последнего), при условии что экипаж осведомлен о наличии ВС, которое выполняет полет по одному и тому же маршруту или находится на одной траектории с ВС, экипаж которого оценивается;

3) меру осведомленности испытуемых пилотов, о воздушной обстановке и нахождении ближайших воздушных судов относительно воздушного судна, которое управляется испытуемым пилотом.

Оценка проводилась по следующим критериям:

- своевременное выполнение команд от РП – 1 балл, задержка в выполнении команды на две-три секунды – 2 балла; задержка в выполнении команды на 5–7 секунд – 3 балла;
- самостоятельное изменение скорости и высоты при появлении на траектории полета ВС испытуемого пилота других ВС с докладом РП – 1 балл, самостоятельное изменение скорости и высоты без доклада руко-

водителю полетов – 2 балла, изменение режима полета только после команды, данной руководителем полетов, – 3 балла;

- ответ на запрос руководителя полетов о своем местонахождении и об осведомленности о местоположении других ВС: осведомлен и докладывает о правильном решении на маневр – 1 балл, осведомлен и выдает неправильное решение на маневр (или не осведомлен) – 3 балла, осведомлен и ждет указаний – 2 балла.

В результате эксперимента получены данные, отображенные в табл. 2.

Таблица 2
Table 2

Результаты оценивания пилотов
при выполнении полетов на втором этапе
эксперимента
Results of the pilot evaluation during a flight
operation in the experiment second phase

№	Сумма баллов за все оцениваемые элементы		Мера сформированности навыка
	Контрольная группа	Экспериментальная группа	
1	6	3	1
2	6	3	2
3	6	3	3
4	6	3	4
5	6	3	5
6	7	4	6
7	7	4	7
8	8	5	8
9	8	5	9
10	8	6	10
11	8	6	11
12	9	7	12
13	9	7	13
14	9	7	14
15	11	7	15
16	11	8	16
17	11	8	17
18	12	8	18
19	14	8	19
20	15	9	20

Обработка результатов эксперимента

Для того чтобы выяснить принадлежность выборок (экспериментальной и контрольной группы) к одной генеральной совокупности, а также с целью проверки эффективности метода обучения, который использовался при подготовке летчиков в экспериментальной группе, были вычислены коэффициенты корреляции r -Пирсона и t -Стьюдента в программе SPSS (см. табл. 3–5) [19, 20]. Вычисления показали, что коэффициент корреляции r -Пирсона имеет устойчивую положительную взаимосвязь между контрольной и экспериментальной группами по шести исследованным признакам (0,919, (табл. 4)), Это дает основания утверждать, что обе выборки можно отнести к одной генеральной совокупности.

Проверка гипотезы об эффективности разработанного метода обучения показала следующие результаты. Эмпирическое значение критерия t -Стьюдента составило 12,4, значимость которого составила $p < 0,01$ (табл. 5), следовательно, между группами есть различия и разработанная методика эффективна. На рис. 2 изображен график зависимости меры сформированности навыка по убыванию у испытуемых пилотов контрольной и экспериментальной групп. График показывает, что навык по взаимодействию с экипажами других ВС в автоматическом режиме пилотирования у пилотов экспериментальной группы приблизительно на 24 % больше, чем у пилотов контрольной группы. Необходимо отметить, что пилоты как контрольной, так и экспериментальной группы эксплуатируют воздушные суда последнего поколения.

Таким образом, вероятность успешного выполнения полета в автоматическом режиме пилотирования ВСПП при взаимодействии экипажа с экипажами других ВС у экспериментальной группы пилотов на 24 % больше, чем у пилотов контрольной группы. Это является показателем повышения надежности обучения при использовании предложенного метода и разработанной на его основе методики обучения.

Таблица 3
Table 3

Статистика парных выборок
Statistics of matched samples

		Среднее	N	Стандартное отклонение	Стандартная ошибка
Пара	Контрольная группа	8,9	20	2,7	0,6
	Экспериментальная группа	5,7	20	2,1	0,5

Таблица 4
Table 4

Корреляции парных выборок
Correlations of matched samples

Пара	N	Корреляция	Уровень значимости
Контрольная и экспериментальная группы	20	0,919	0,0

Таблица 5
Table 5

Критерий парных выборок
Criterion of matched samples

Пара	Парные разности					<i>t</i>	Статистическая связь	Уровень значимости (двухсторонняя)
	Среднее	Стандартное отклонение	Стандартная ошибка	95%-ный доверительный интервал для разности				
				Нижняя	Верхняя			
Контрольная и экспериментальная группы	3,6	1,1	0,3	2,6	3,7	12,4	19	0,0

Обсуждение полученных результатов

Увеличение надежности обучения летчиков можно объяснить успешным использованием математической модели «случайного блуждания с поглощением», позволившей выполнить расчет количества необходимой информации, с которой пилоту в полете необходимо взаимодействовать, а также порядок использования этой информации в процессе всего периода обучения. Методом перебора значений m и n для каждого этапа полета и для каждого перехода пилота между возможными состояниями при формировании концептуальной модели воздушной обстановки можно подобрать такое их взаимное соотношение, при котором будет наблюдаться увеличение вероятности правильного принятия пилотом решения на корректировку управления ВС или принятия решения пилотом на выход в эфир. Такой результат расчета достигается при общем сокращении количества источников информации, которые пилот может воспринимать (m), и при общем увеличении количества информации, которую пилот должен обрабатывать при принятии решения (n). Что в свою очередь позволило пилотам экспериментальной группы быстрее и эффективнее ориентироваться в воздушной обстановке и принимать правильные решения, влияющие на безопасность воздушного движения.

Это позволило определить порядок восприятия пилотом трех видов информации в процессе полета (визуальной, слуховой и концептуальной) при управлении пилотом своей деятельностью. Также это позволило обучаемым пилотам наиболее рационально усваивать закономерности взаимосвязей между этими видами информации и формировать при этом когнитивно-информационные преобразователи алгоритмов деятельности на этапе профессиональной подготовки к самостоятельным полетам.

Кажется очевидным, что подобный метод обучения возможно использовать при обучении операторов других высокоавтоматизированных систем.

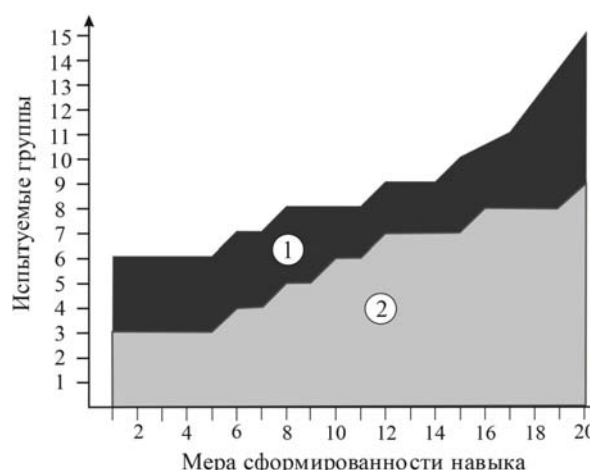


Рис. 2. Графическое представление сокращения количества ошибок, допускаемых в экспериментальной группе по сравнению с контрольной (1 – экспериментальная группа, 2 – контрольная группа)

Fig. 2. Graphical representation of the reduction in the number of errors made in the experimental group compared to the control group (1 – experimental group, 2 – control group)

Список литературы

1. Серегин С.Ф., Харитонов В.В. Ключевые проблемы совершенствования системы безопасности полетов государственной авиации // Транспортный вестник. 2016. № 1. С. 1–22.
2. Коваленко Г.В., Муравьев И.С. Проблемы взаимодействия в системе «экипаж – автоматизированное воздушное судно – среда» // Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации. 2018. № 1 (18). С. 5–17.
3. Мирошниченко А.В. Поддержание навыков ручного пилотирования ВС A320 при включенном автопилоте. М.: RIDERO, 2018. 15 с.
4. Гандер Д.В., Алексеенко М.С. Теоретико-методологический анализ проблемы управления высокоавтоматизированным воздушным судном при выполнении пилотом отвлекающей деятельности // Проблемы безопасности полетов. 2018. № 9. С. 3–14.

5. Гандер Д.В. Методологические и теоретические предпосылки психологических исследований летного труда на современном этапе развития авиации / Д.В. Гандер, А.А. Ворона, В.А. Пономаренко, М.С. Алексеев // Психология и психотехника. 2016. № 11 (98). С. 906–912.

6. Муравьев И.С. Анализ результатов исследований в области управления современными воздушными судами // Математические методы в технологиях и технике. 2022. № 10. С. 73–76. DOI: 10.52348/2712-8873_MMTT_2022_10_73

7. Muraviov I., Kovalenko G., Bogomolov A. Method for improving the reliability of an ergatic control system for an automated aircraft // International Russian Automation Conference RusAutoCon-2022. Sochi, 2022. Pp. 628–632. DOI: 10.1109/RusAutoCon54946.2022.9896244

8. Коронков С.О. Методика автоматизированного исследования рабочей нагрузки летчика // Программные системы и вычислительные методы. 2022. № 4. С. 63–74. DOI: 10.7256/2454-0714.2022.4.36459

9. Пономаренко В.А., Чунтул А.В. Человек и безопасность полетов: научно-практические аспекты снижения авиационной аварийности по причине человеческого фактора. М.: Когито-Центр, 2013. 287 с.

10. Солдатов С.К. Априорное оценивание профессиональной надежности летчика на этапе подготовки к полетам / С.К. Солдатов, А.Г. Гузий, А.В. Богомолов, А.А. Шишов, Ю.А. Кукушкин, С.А. Щербаков, С.В. Кирий // Проблемы безопасности полетов. 2007. № 8. С. 33.

11. Богомолов А.В., Кукушкин Ю.А. Автоматизация персонифицированного мониторинга условий труда // Автоматизация. Современные технологии. 2015. № 3. С. 6–8.

12. Солдатов С.К. Психофизиологические профессионально важные качества летчиков-инструкторов и возможности их развития / С.К. Солдатов, К.И. Засядько, А.В. Богомолов, А.П. Вонаршенко, М.Н. Язлюк // Авиакосмическая и экологическая медицина. 2019. Т. 53, № 1. С. 86–91. DOI: 10.21687/0233-528X-2019-53-1-86-91

13. Ушаков И.Б., Богомолов А.В. Диагностика функциональных состояний человека в приоритетных исследованиях отечественных физиологических школ // Медико-биологические и социально-психологические проблемы безопасности в чрезвычайных ситуациях. 2021. № 3. С. 91–100. DOI: 10.25016/2541-7487-2021-0-3-91-100

14. Засядько К.И. Анализ профессионально важных качеств летчиков-инструкторов и возможностей их развития / К.И. Засядько, А.П. Вонаршенко, С.К. Солдатов, А.В. Богомолов, М.Н. Язлюк // Авиакосмическая и экологическая медицина. 2020. Т. 54, № 1. С. 52–56. DOI: 10.21687/0233-528X-2020-54-1-52-56

15. Засядько К.И. Психофизиологические особенности профессиональной деятельности летчика при визуальном поиске и обнаружении малоразмерных наземных объектов в сложных метеоусловиях / К.И. Засядько, С.К. Солдатов, А.В. Богомолов, А.П. Вонаршенко, М.Н. Язлюк // Психология. Психофизиология. 2020. Т. 13, № 4. С. 87–99. DOI: 10.14529/jpps200410

16. Bogomolov A.V. Information-logical modeling of information collection and processing at the evaluation of the functional reliability of the aviation ergate control system operator / A.V. Bogomolov, G.A. Sviridyuk, A.V. Keller, V.N. Zinkin, M.D. Alekhin // Proceedings of the 3rd International Conference: Human Factors in Complex Technical Systems and Environments (Ergo 2018). St. Petersburg, 04–07 July 2018. Pp. 106–110. DOI: 10.1109/ERGO.2018.8443849

17. Щербаков С.А. Психофизиологические аспекты совершенствования методов изучения ошибочных действий летного состава на основе концепции человеческого фактора / С.А. Щербаков, Ю.А. Кукушкин, С.К. Солдатов, В.Н. Зинкин, А.В. Богомолов // Проблемы безопасности полетов. 2007. № 8. С. 10.

18. Гузий А.Г., Кукушкин Ю.А., Богомолов А.В. Методология стабилизации функционального состояния оператора системы «человек-машина» // Мехатроника, автоматизация, управление. 2002. № 5. С. 9–14.

19. Наследов А.Д. IMB SPSS Statistics 20 и AMOS: профессиональный статистический анализ данных. СПб.: Питер, 2013. 413 с.

20. Бешелев С.Л., Гурвич Ф.Г. Математико-статистические методы экспертных оценок. М.: Статистика, 1980. 263 с.

References

1. Seregin, S.F., Kharitonov, V.V. (2016). Key problems of improving the state aviation safety system. *Transportnyy Vestnik*, no. 1, pp. 1–22. (in Russian)
2. Kovalenko, G.V., Muravyev, I.S. (2018). The problems of the interaction in system “crew – aircraft – external environment”. *Vestnik Sankt-Peterburgskogo gosudarstvennogo universiteta grazhdanskoy aviatsii*, no. 1 (18), pp. 5–17. (in Russian)
3. Miroshnichenko, A.V. (2018). Maintaining the skills of manual piloting of the A320 aircraft with the autopilot on. Moscow: RIDERO, 15 p. (in Russian)
4. Gander, D.V., Alekseenko, M.S. (2018). Theoretic-methodological analysis of the problem of management of a highly automatic aircraft when perforating the pilot of attracting activity. *Problemy bezopasnosti poletov*, no. 9, pp. 3–14. (in Russian)
5. Gander, D.V., Vorona, A.A., Ponomarenko, V.A., Alekseenko, M.S. (2016). Methodological and theoretical prerequisites for psychological studies of flight labor at the present stage of aviation development. *Psychology and Psychotechnics*, no. 11 (98), pp. 906–912. (in Russian)
6. Muravyev, I.S. (2022). Results in the field of modern aircraft control research analysis. *Mathematical methods in technologies and technics*, no. 10, pp. 73–76. DOI: 10.52348/2712-8873_MMTT_2022_10_73 (in Russian)
7. Muravyev, I., Kovalenko, G., Bogomolov, A. (2022). Method for improving the reliability of an ergatic control system for an automated aircraft. In: *International Russian Automation Conference RusAutoCon-2022*, pp. 628–632. DOI: 10.1109/RusAutoCon54946.2022.9896244
8. Koronkov, S.O. (2022). Methodology of automated study of the workload of a helicopter pilot. *Software Systems and Computational Methods*, no. 4, pp. 63–74. DOI: 10.7256/2454-0714.2022.4.36459 (in Russian)
9. Ponomarenko, V.A., Chuntul, A.V. (2013). Man and flight safety: scientific and practical aspects of reducing aviation accidents due to the human factor. Moscow: Kogito-Tsentr, 287 p. (in Russian)
10. Soldatov, S.K., Guziy, A.G., Bogomolov, A.V., Shishov, A.A., Kukushkin, Yu.A., Shcherbakov, S.A., Kiriy, S.V. (2007). A priori assessment of the professional reliability of a pilot at the stage of preparation for flights. *Problemy bezopasnosti piletov*, no. 8, p. 33. (in Russian)
11. Bogomolov, A.V., Kukushkin, Yu.A. (2015). Personalized monitoring automation of the labor conditions. *Avtomatizatsiya. Sovremennyye tekhnologii*, no. 3, pp. 6–8. (in Russian)
12. Soldatov, S.K., Zasyadko, K.I., Bogomolov, A.V., Vonarshenko, A.P., Yazlyuk, M.N. (2019). Psychophysiologic occupationally important qualities of pilot-instructors and their development. *Aerospace and Environmental Medicine*, vol. 53, no. 1, pp. 86–91. DOI: 10.21687/0233-528X-2019-53-1-86-91 (in Russian)
13. Ushakov, I.B., Bogomolov, A.V. (2021). Diagnostics of human functional states in priority studies of russian physiological schools. *Mediko-biologicheskiye i sotsialno-psikhologicheskiye problemy bezopasnosti v chrezvychaynykh situatsiyakh*, no. 3, pp. 91–100. DOI: 10.25016/2541-7487-2021-0-3-91-100 (in Russian)
14. Zasyadko, K.I., Vonarshenko, A.P., Soldatov, S.K., Bogomolov, A.V., Yazlyuk, M.N. (2020). Analysis of qualities professionally important for flight instructor and their enhancement. *Aerospace and Environmental Medicine*, vol. 54, no. 1, pp. 52–56. DOI: 10.21687/0233-528X-2020-54-1-52-56 (in Russian)
15. Zasyadko, K.I., Soldatov, S.K., Bogomolov, A.V., Vonarshenko, A.P., Yazlyuk, M.N. (2020). Psychophysiological features of aircraft pilots during visual search and detec-

tion of small-size ground objects in difficult weather conditions. *Psychology. Psychophysiology*, vol. 13, no. 4, pp. 87–99. DOI: 10.14529/jpps200410 (in Russian)

16. **Bogomolov, A.V., Sviridyuk, G.A., Keller, A.V., Zinkin, V.N., Alekhin, M.D.** (2018). Information-logical modeling of information collection and processing at the evaluation of the functional reliability of the aviation ergate control system operator. In: *Proceedings of the 3rd International Conference: Human Factors in Complex Technical Systems and Environments (Ergo - 2018)*, St. Petersburg, 04–07 July, pp. 106–110. DOI: 10.1109/ERGO.2018.8443849 (in Russian)

17. **Shcherbakov, S.A., Kukushkin, Yu.A., Soldatov, S.K., Zinkin, V.N., Bogomolov, A.V.** (2007). Psychophysiological aspects of improving the methods of studying the erroneous ac-

tions of the flight crew based on the concept of the human factor. *Problemy bezopasnosti poletov*, no. 8, p. 10. (in Russian)

18. **Guziy, A.G., Kukushkin, Yu.A., Bogomolov, A.V.** (2002). Methodology for stabilizing the functional state of the operator of the “man-machine” system. *Mekhatronika, avtomatizatsiya, upravleniye*, no. 5, pp. 9–14. (in Russian)

19. **Nasledov, A.D.** (2013). *IMB SPSS Statistics 20 and AMOS: Professional statistical data analysis*. St. Petersburg: Piter, 413 p. (in Russian)

20. **Beshelev, S.L., Gurvich, F.G.** (1980). *Mathematical and statistical methods of expert assessments*. Moscow: Statistika, 263 p. (in Russian)

Сведения об авторе

Муравьев Иван Станиславович, кандидат технических наук, докторант, федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации имени Главного маршала авиации А.А. Новикова», mantus87@mail.ru.

Information about the author

Ivan S. Muravyov, Candidate of Technical Sciences, Postdoctoral Student, Federal State-owned Publicly Funded Institution of Higher Education “Saint Petersburg State University of Civil Aviation named after Chief Marshal of Aviation A.A. Novikov”, mantus87@mail.ru.

Поступила в редакцию	17.04.2023	Received	17.04.2023
Одобрена после рецензирования	15.05.2023	Approved after reviewing	15.05.2023
Принята в печать	21.09.2023	Accepted for publication	21.09.2023

УДК: 62-7

DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-5-53-64

Особенности эксплуатации авиационных топливозаправщиков в условиях Крайнего Севера

С.А. Савушкин¹, К.Э. Балышин¹, А.Н. Козлов¹, А.А. Браилко¹

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

Аннотация: На территории Российской Федерации огромные пространства заняты вечной мерзлотой. Зачастую авиация – это единственный вид транспорта, который связывает отдаленные районы севера страны с остальной территорией России. Главной особенностью этих регионов является суровый климат, включающий в себя низкие отрицательные температуры, обилие снега и сильные ветра. Такие условия крайне осложняют эксплуатацию не только воздушных судов, но и наземного транспорта, обеспечивающего полеты. В последние годы все больше отечественных топливозаправщиков вырабатывают свой ресурс. На сегодняшний день значительное количество северных топливозаправочных комплексов перешли на эксплуатацию зарубежных топливозаправщиков на базе тягачей Volvo и Mercedes-Benz. Уже в ходе эксплуатации был выявлен ряд существенных недостатков, крайне осложняющих нормальную эксплуатацию топливозаправщиков. Существует острая необходимость доработки узлов и агрегатов для снижения возникающих отказов, влияющих на обеспечение регулярности и безопасности полетов воздушных судов. Одной из основных проблем эксплуатации топливозаправщиков аэродромных в условиях низких температур является нарушение работоспособности электропневматического донного клапана вследствие его примерзания. Авторами предложена замена данного проблемного узла на механический донный клапан, который не восприимчив к низким температурам. Для исключения растрескивания резинотехнических изделий на наконечнике нижней заправки и для увеличения гибкости раздаточных рукавов предлагается осуществлять подогрев стакана наконечника нижней заправки и заправочного модуля с помощью перепуска выхлопных газов и прокачки горячей охлаждающей жидкости по системе патрубков.

Наиболее серьезными проблемами являются сложности эксплуатации тягача на дизельном топливе при низких температурах. Проблемы возникают уже при запуске. Дизельное топливо при низких отрицательных температурах может густеть или даже застывать, смазка тоже густеет. Бывали случаи, когда запуск был осложнен низкой компрессией в цилиндрах. Но даже если двигатель удалось запустить, через некоторое время он может начать глохнуть. Связано это с кислородным голоданием, которое возникает в связи с тем, что ледяной воздух несет в себе воду, которая осаживается инеем на воздушных фильтрах, перекрывая тем самым подачу кислорода в двигатель. После длительной стоянки при низких температурах в первые секунды запуска поршневого двигателя детали соприкасаются между собой без смазывания. Это происходит из-за того, что вязкость масла при экстремально низких температурах уменьшается, поэтому, чтобы смазка попала к потребителям по узким маслопроводам, необходимо некоторое время для прогрева (около 10 минут). Вследствие таких холодных запусков и риска возникновения задиров на деталях поршневой группы их ресурс снижается более чем на 40 %. При холодном запуске двигатель дополнительно прогревается сам при более высоких холостых оборотах. Для предотвращения нежелательных последствий, а также для создания более благоприятных условий для запуска дизельного агрегата, снижения расхода топлива предлагается использовать предпусковой подогреватель с внешним источником питания от электробытовой сети 220 В. С целью облегчения пуска дизельного двигателя следует обеспечить подогрев топливной магистрали и фильтров топливного насоса. Для исключения кислородного голодания двигателя вследствие образования инея на фильтроэлементах и повышения стабильности работы двигателя необходимо обеспечить подогрев воздушного фильтра.

Ключевые слова: топливозаправщик, наконечник нижней заправки, авиационное топливо, агрегаты топливозаправщика, Крайний Север.

Для цитирования: Савушкин С.А. Особенности эксплуатации авиационных топливозаправщиков в условиях Крайнего Севера / С.А. Савушкин, К.Э. Балышин, А.Н. Козлов, А.А. Браилко // Научный Вестник МГТУ ГА. 2023. Т. 26, № 5. С. 53–64. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-5-53-64

Operation features of aviation tankers in the conditions of the Far North

S.A. Savushkin¹, K.E. Balyshin¹, A.N. Kozlov¹, A.A. Brailko¹

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

Abstract: Huge territories of the Russian Federation are occupied by permafrost. Often aviation is the only mode of transport that connects remote north areas of the country with the rest of Russia. The main feature of permafrost regions is the harsh climate, which includes low negative temperatures, an abundance of snow and strong winds. Such conditions make it extremely difficult to operate ground vehicles that service and maintain flights. In recent years, more and more domestic tankers have been exhausting their life span. At present, a significant number of northern refueling complexes have switched to the operation of foreign tankers based on Volvo and Mercedes-Benz tractors. The operation of these vehicles has already revealed a series of shortcomings which extremely complicate the normal procedures. There is an acute need to refine the components and assemblies in order to reduce the failures that affect the regularity and safety of aircraft flights. One of the main problems of fuel tankers operation at low temperatures is the malfunction of the electropneumatic bottom valve, due to its freezing. The paper proposed replacing this problematic node with a mechanical bottom valve, which is not susceptible to low temperatures. In order to avoid cracking of rubber products of the underwing refueling nozzle and to increase the flexibility of the dispensing hoses, it is proposed to carry out heating of the glass of the refueling nozzle and the filling module by means of exhaust gas bypass and pumping hot coolant through the system of nozzles. The most serious problems are the difficulties of operating a diesel-powered tractor at low temperatures. Problems arise already at startup. Diesel fuel at low subzero temperatures can thicken or even solidify, the lubricant also thickens. There have been cases when the startup was complicated by low compression in the cylinders. But even if the engine was able to start, after a while it may start to stall. This is due to oxygen starvation, which occurs because the icy air entrains water, which is deposited as frost on the air filters, thereby blocking the oxygen supply to the engine. After prolonged parking at low temperatures, during the first seconds of starting the piston engine, the parts come into contact with each other without lubrication. The reason is the viscosity of the oil which decreases at extremely low temperatures, therefore, in order for the lubricant to reach the end users through narrow oil pipelines, it takes some time to warm up (about 10 minutes). As a result of such cold starts and the risk of bullying on the parts of the piston group, their durability is reduced by more than 40%. When starting cold, the engine additionally warms up itself at higher idle speeds. To prevent undesirable consequences, as well as to create more favorable conditions for starting the diesel unit, reducing fuel consumption, it is proposed to use a pre-heater with an external power source from the 220 V electrical network. In order to facilitate the start of the diesel engine, it is necessary to provide the heating of the fuel line and fuel pump filters. To eliminate oxygen starvation of the engine, due to the formation of frost on the filter elements, and to increase the stability of the engine, it is necessary to provide the heating of the air filter.

Key words: tanker, the tip of the underwing refueling nozzle, aviation fuel, tanker units, the Extreme North.

For citation: Savushkin, S.A., Balyshin, K.E., Kozlov, A.N., Brailko, A.A. (2023). Operation features of aviation tankers in the conditions of the Far North. Civil Aviation High Technologies, vol. 26, no. 5, pp. 53–64. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-5-53-64

Введение

Обширные пространства Сибири и Дальнего Востока и слабо развитые наземные пути сообщения в этих регионах, делают воздушный транспорт для этих регионов стратегически важным видом транспорта. Воздушные авиаперевозки, выполняют важнейшую социально-экономическую роль, обеспечивая наиболее быструю связь с остальной территорией России и жизненно необходимую транспортную доступность населения к стратегически важным регионам Российской Федерации (РФ).

Особую роль воздушный транспорт играет в крупнейшем регионе РФ Республике Саха (Якутия), которая остается наиболее изо-

лированным и труднодоступным регионом страны [1].

Особенностью региона является резко континентальный климат, который отличается продолжительным зимним и коротким летним периодами. Апрель и октябрь в Якутии – зимние месяцы. Разница температур самого холодного месяца (января) и самого теплого (июля) составляет 80...90 °С. По абсолютной величине минимальной температуры (в восточных горных системах – котловинах, впадинах и других понижениях – до –70 °С) и по суммарной продолжительности периода с отрицательной температурой (от 6,5 до 9 месяцев в год) республика не имеет аналогов в Северном полушарии [2].



Рис. 1. Внешний вид ТЗА
Fig. 1. The appearance of the aerodrome refueling tanker



Рис. 2. Электропневматический
донный клапан
Fig. 2. Electropneumatic bottom valve



Рис. 3. Наконечник ННЗ
Fig. 3. NNZ tips



Рис. 4. Разрушение
переходника
Fig. 4. Destruction of the adapter

Обеспечение регулярности и безопасности выполнения полетов воздушных судов (ВС) в данных условиях во многом зависит от своевременности проведения топливозаправочных работ. Как правило, заправка ВС на аэродромах Республики Саха осуществляется топливозаправщиками аэродромными (ТЗА) (рис. 1). Анализ опыта эксплуатации ТЗА при экстремально низких температурах показывает, что происходят сбои в работе отдельных узлов и агрегатов, вплоть до выхода из строя, что в свою очередь негативно сказывается на работе самого ТЗА [3].

Авторами проведен анализ отказов узлов и агрегатов ТЗА, возникающих при их эксплуатации в условиях экстремально низких температур, основными из которых являются:

- 1) залипание и примерзание донного клапана автоцистерны (рис. 2);
- 2) замерзание и растрескивание резино-технических изделий на наконечнике нижней заправки (ННЗ) (рис. 3);
- 3) поломки элементов конструкции ТЗА (рис. 4);
- 4) повышенный износ шин, колес и ходовой части тягача;
- 5) разрушение элементов системы регулирования давления для защиты ВС от гидродара и чрезмерно увеличенного расхода (рис. 5, а, б).

Очевидно, что перечисленные проблемы работы деталей и узлов ТЗА в таких условиях эксплуатации косвенно или напрямую будут влиять на обеспечение регулярности и безопасности полетов ВС. Поэтому решение вопроса эксплуатации ТЗА с учетом клима-

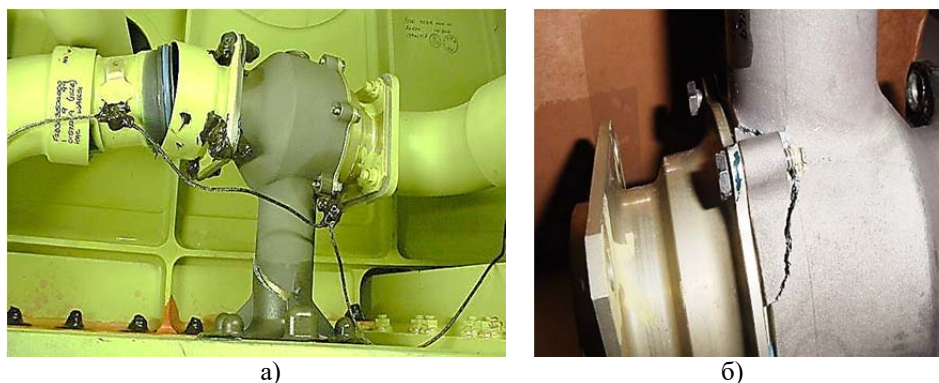


Рис. 5. Разрушение элементов системы регулирования давления для защиты ВС от чрезмерного расхода и давления гидроудара (пульсации): *а* – разъединение; *б* – трещина

Fig. 5. Destruction of elements of the pressure control system to protect the aircraft from excessive flow and pressure of the water hammer (pulsation): *a* – separation; *b* – crack

тических условий является актуальной проблемой для регионов Крайнего Севера. С целью снижения возникающих отказов деталей и узлов ТЗА, а также предложения путей решения данного вопроса рассмотрим причины их появления.

Причины возникновения неисправностей и пути их решения

Как отмечалось выше, безопасность и регулярность полетов в наибольшей мере зависит от качественной, вовремя проведенной, безопасной заправки воздушного судна авиа-ГСМ [4]. На основе этого к топливозаправщикам предъявляется ряд требований, основным из которых является обязательность выполнения следующих функций:

- 1) наполнения собственной цистерны нижним наливом сторонним насосом;
- 2) транспортирования топлива к местам заправки ВС;
- 3) нижней заправки ВС через один рукав или два рукава;
- 4) регулирования режимов заправки;
- 5) снижения давления в раздаточных рукавах;
- 6) фильтрации, водоотделения и измерения количества авиатоплива (с заданными значениями тонкости фильтрации и содержания механических примесей) и дозированного введения ПВКЖ в авиатопливо после фильтров-водоотделителей;

- 7) измерения количества выданного топлива при заправке ВС;
- 8) отбора проб и локализации остатков;
- 9) предотвращения гидроударов, защиты от гидроударов и повышения давления в системе топливных трубопроводов;

10) слива топлива из цистерны самотеком.

Для выполнения перечисленных основных функций ТЗА оснащается специальным оборудованием. Во-первых, цистерной, оснащенной люками и волнорезами. Во-вторых, модулем заправки, включающим в себя фильтры, насос, массомер либо объемный расходомер, раздаточные рукава. В-третьих, системой дозирования противоводокристаллизационной жидкости, различными системами управления технологическим оборудованием ТЗА¹ [5]. Все специальное оборудование выполнено из различных материалов, имеет конструктивные особенности и особенности эксплуатации.

Топливозаправщик аэродромный – это специализированный автомобиль, предназначенный для перевозки авиатоплива и заправки ВС [6]. Чаще всего зарубежные производители не гарантируют стабильную работу своих ТЗА в условиях сильных отрицательных температур. Стоит отметить, что в Яку-

¹ ГОСТ Р 18.12.01. Технологии авиатопливообеспечения. Функциональные и технологические параметры автотопливозаправщиков (топливозаправщиков) аэродромных. Требования заказчика. М.: Стандартинформ, 2015. 30 с.

тии столбики термометров довольно часто опускаются до значений -70°C , и, несмотря на это, в регионе используются все общеизвестные виды техники, за исключением, разве что, трамваев [7]. На меньшие температуры серийные автомобили не рассчитаны. При таких особенностях особенно важно правильно подходить к вопросу эксплуатации ТЗА при больших отрицательных температурах.

Анализ опыта эксплуатации ТЗА на базе зарубежной техники показывает, что зачастую она не приспособлена под российские холодные зимы [8]. Такие именитые бренды, как Volvo и Mercedes-Benz, оказываются беспомощны в районах Сибири и Дальнего Востока.

Одной из наиболее распространенных проблем является нарушение работы донного клапана [9]. Основная причина выхода его из строя – нехватка усилия для его открытия. Клапан установлен в нижней части ТЗА (рис. 6) и может длительное время не использоваться, что приводит к накоплению влаги в нижней точке. С целью исключения данного недостатка и обеспечения выполнения донным клапаном своей функции целесообразно выполнить конструктивную доработку, позволяющую обеспечить его открытие.

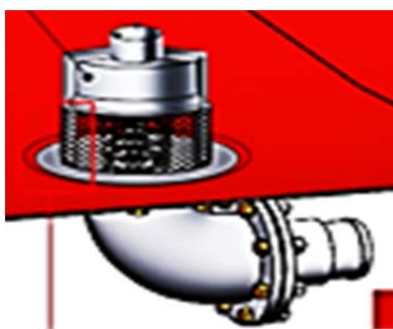


Рис. 6. Донный клапан
Fig. 6. Bottom valve

Донный клапан устанавливается в нижней точке цистерны и является по своей сути дополнительной запорной арматурой (рис. 6). Этот элемент имеет такую конструкцию, что при открытии он опускается вниз, тем самым обеспечивается полное опорожнение цистерны.

Конструкционно, он представляет собой цельнометаллический корпус, в который встроен скоростной клапан. Корпус донного клапана имеет небольшую монтажную длину, позволяющую выполнить его компактное размещение в технологическом блоке автоцистерны.

Поршень, регулируемый в автоматическом режиме приводит в движение клапан. При закрытии поршень поднимается вверх, прижимая клапан. Для достижения максимально герметичного соединения применяются прокладки, которые устанавливаются между седлом и золотником.

Конструкция донного клапана проста, обеспечивает безопасность, защиту окружающей среды, позволяет использовать его в сочетании с другими изделиями [10]. С целью предотвращения попадания грязи и посторонних предметов при сливноналивных операциях предусмотрена защитная сетка.

Недостатком клапана является то, что воздух поступает неосушенный, вследствие чего в системе через определенное время скапливается влага. Собранный конденсат стекает на движущиеся элементы и соединения, прочно связывая их при отрицательных температурах, поэтому донный клапан не открывается, теряя свою работоспособность.

Предложение – заменить пневмоэлектрический клапан механическим (рис. 7) для повышения надежности элемента и избегания примерзания из-за скапливающейся влаги.

В условиях отрицательных температур количество свободной воды в авиатопливе приводит к замерзанию донного клапана [11]. Учитывая, что количество ее небольшое, усилие электромеханизма недостаточно для открытия клапана. Авторами выполнен расчет по проведению конструктивной доработки по замене на механическое открытие клапана. Такая доработка позволит увеличить усилие срабатывания, тем самым обеспечится бесперебойное открытие и закрытие клапана, несмотря на примерзание его подвижных частей, а следовательно, бесперебойная работа ТЗА.

Второй значимой проблемой являются подтекания наконечника нижней заправки в местах подвижных соединений и уплотни-



Рис. 7. Механический донный клапан
Fig. 7. Mechanical bottom valve

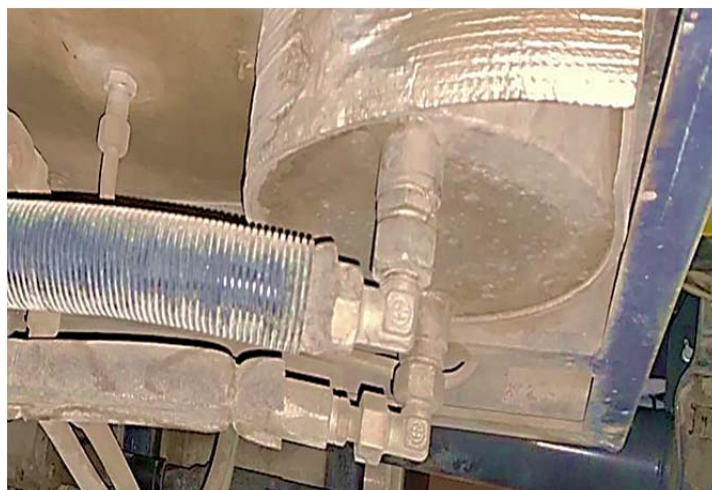


Рис. 8. Доработанный стакан ННЗ
Fig. 8. Modified docking point of the underwing refueling nozzle tip

тельных резинотехнических изделий. ННЗ широко применяется как в гражданской, так и в государственной авиации, выполняет роль соединительного элемента между заправочным рукавом и бортовым заправочным штуцером [12]. Наконечник нижней заправки состоит из трех основных модулей: шарового крана с фильтром, регулятора давления и непосредственно наконечника.

Так как ННЗ – это технологически сложное устройство, имеющее в своем составе одно или несколько шарнирных соединений, на местах их соединений используются различные резинотехнические изделия. Зачастую производитель

не рассчитывает на эксплуатацию подобных элементов в условиях низких отрицательных температур. В связи с этим резиновые уплотнители усаживаются, а порой даже трескаются. Это влечет за собой потерю герметичности и подтекания керосина.

Предложение – для предотвращения замерзания резинотехнических изделий на ННЗ, необходимо подогревать место хранения наконечника (так называемого стакана ННЗ) путем циркуляции охлаждающей жидкости из системы охлаждения двигателя тягача по подведенным трубкам к дну стакана ННЗ (рис. 8).

Авторами проведены необходимые расчеты по подводу к дну стакана нагретой жидкости из системы охлаждения двигателя после его охлаждения. Проведен выбор материалы трубок, их длина и диаметр проходного сечения. Жидкость под действием принудительной циркуляции будет обогревать ННЗ и возвращаться обратно в систему охлаждения двигателя. Данная доработка позволяет добиться поддержания положительной температуры на ННЗ и уменьшить воздействие отрицательных температур на резиновые уплотнители, что позволяет уменьшить количество неисправностей ННЗ (рис. 8). Кроме того, предложенная доработка не оказывает влияния на работоспособность системы охлаждения двигателя, так как не меняет принцип ее работы, а только увеличивает путь прохождения жидкости.

Шины колес также подвержены воздействию низких температур. При больших отрицательных температурах резина твердеет. Отвердевание резины приводит к повышенному износу шины и растрескиваниям [13], которые могут повлечь за собой взрыв шины, что может повлиять на безопасность эксплуатации топливозаправщика.

Шины на ТЗА имеют большие размеры и внутреннее давление (рис. 9), что при их разрушении несет в себе следующий набор рисков. В зависимости от того, груженный автомобиль или пустой, давление в шинах может колебаться от 6 до 9 атмосфер. В случае прокола, пореза или иного повреждения может происходить увеличение давления, которое в некоторых случаях можно сравнить с давлением взрыва ручной гранаты. В практике авиатопливообеспечения были случаи взрыва бескамерной шины под крылом воздушного судна. Безусловно, бескамерная шина намного технологичнее и имеет ряд преимуществ перед камерной шиной [14].

Предложение – для обеспечения безопасности полетов, уменьшения износа и избегания нештатных проколов и взрывов заменить шины ТЗА на камерные. С этой целью разработчикам ТЗА представлены необходимые обоснования.



Рис. 9. Внешний вид шин ТЗА
Fig. 9. Appearance of the refueling tanker tires

Сильное влияние низкие отрицательные температуры оказывают и на раздаточные рукава. Несложно догадаться, что все рукава производят из резины. При длительном воздействии низких отрицательных температур раздаточные рукава твердеют. Их эксплуатация зачастую становится либо сложной, либо абсолютно невозможной. В отвердевшем состоянии рукав тяжело развернуть, произвести заправку и намотать обратно на барабан, так как он очень плохо поддается сгибанию.

Существует две основные разновидности раздаточных рукавов. Отечественные производители выпускают рукава, которые выдерживают четырехкратное увеличение гидравлического давления. Такие рукава в наружном резиновом слое имеют нитяной каркас и крученную медную проволоку (нить) по всей длине. Свернуть такие рукава, заполненные топливом, практически невозможно, поэтому, перед тем как наматывать рукав на барабан, топливо откачивается обратно в цистерну ТЗА. Главной особенностью зарубежных раздаточных рукавов является их возможность свернуть рукав без слива топлива. Необходимо лишь сравнить рабочее давление, после чего раздаточный рукав без труда можно намотать на барабан.

На практике эксплуатация раздаточных рукавов сильно усложняется при низких отрицательных температурах. Рукава твердеют и почти не поддаются сгибанию. Из-за этого сложно производить размотку, заправку и намотку обратно на барабан.



Рис. 10. Подогрев ТЗА внешним источником питания
Fig. 10. Heating of the refueling tanker using an external power source

Наиболее разумным решением является подогрев заправочного модуля. Следует сконструировать патрубок, по которому горячий воздух от двигателя будет подаваться в заправочный модуль, тем самым не давая твердеть раздаточным рукавам. Еще одним способом упрощения эксплуатации является откачка топлива из рукавов обратно в цистерну ТЗА перед намоткой рукава на барабан. Такая доработка является несложной в плане трудозатрат и изменения конструкции заправочного модуля, однако позволяет бесперебойно обеспечивать выполнение функциональных задач ТЗА, а значит, и обеспечивать регулярность полетов ВС в условиях больших отрицательных температур.

Одними из ключевых проблем являются сложности эксплуатации тягача на дизельном топливе при низких температурах [15]. Проблемы возникают уже при запуске. Дизельное топливо при низких отрицательных температурах может густеть или даже застывать, смазка тоже густеет. Бывали случаи, когда запуск был осложнен низкой компрессией в цилиндрах. Но даже если двигатель удалось запустить, через некоторое время он может начать глохнуть. Связано это с кислородным голоданием, которое возникает в связи с тем, что ледяной воздух несет в себе воду, которая осаживается инеем на воздушных фильтрах, перекрывая тем самым подачу кислорода в двигатель.

После длительной стоянки при низких температурах в первые секунды запуска поршневого двигателя детали соприкасаются

между собой без смазывания. Это происходит из-за того, что вязкость масла при экстремально низких температурах уменьшается, поэтому, чтобы смазка попала к потребителям по узким маслопроводам, необходимо некоторое время для прогрева (около 10 минут). Вследствие таких холодных запусков и риска возникновения задигов на деталях поршневой группы их ресурс снижается более чем на 40 %. При холодном запуске двигатель дополнительно прогревается сам при более высоких холостых оборотах.

Предложение 1. Для предотвращения нежелательных последствий, а также для создания более благоприятных условий для запуска дизельного агрегата, снижения расхода топлива используются предпусковые подогреватели с внешним источником питания от электробытовой сети 220 В. Предпусковой подогреватель имеет внутри нагревательный элемент (кипятильник/тэн). Устройство подключается к системе охлаждения двигателя с рабочей жидкостью антифриз или тосол. Охлаждающая жидкость начинает подогреваться до 60–70 °С, вследствие чего она начинает двигаться, тем самым прокачивается по всему двигателю. Чтобы эффективнее обеспечить прокачку без насоса, подогреватель ставится в самую нижнюю точку двигателя. После достижения заданной температуры реле автоматически отключит подогреватель, а затем вновь включится.

В условиях Крайнего Севера при низких температурах остро стоит необходимость

облегчения старта двигателя тягача. Двумя основными проблемами, которые требуют решения, являются холодное дизельное топливо и забивка воздушных фильтров инеем.



Рис. 11. Обогреватель топливной магистрали без патрубка

Fig. 11. Fuel line heater without the pipe

Предложение 2. Дополнительный обогрев дизельного топлива.

Обогрев топлива следует производить в два этапа:

- 1) обогрев фильтров топливного насоса, расположенного сразу после бака;
- 2) обогрев топливоведущей магистрали.

Фильтр грубой очистки подогревается электрически от бортовой системы электропитания 24 В. Данного прогрева достаточно, чтобы накопить количество топлива, необходимое для разогрева, запуска двигателя и первых минут работы. Данная система включается водителем принудительно из кабины.

Вторым этапом является обогрев топливной магистрали. Исполнение на автомобиле выполнено следующим образом: топливный шланг, пролегающий от топливного насоса до блока цилиндров, заворачивается в электроподогреваемую сетку, а она в теплоизоляционный материал, после чего весь этот «сэндвич» кладется в пластмассовый патрубок для обеспечения прочности и безопасности топливной магистрали (рис. 11).

Это поможет запускаться более плавно и обеспечит более качественное сгорание топлива, за счет его подогрева.

Предложение 3. Подогрев воздушного фильтра за счет перепуска выхлопных газов. На корпус воздушного фильтра устанавливается система из патрубков, соединенных с выхлопной системой двигателя. Это позволит осуществить подогрев фильтра и исключить возможность образования инея на фильтро-элементах.

Такая доработка позволит исключить кислородное голодание двигателя и обеспечит стабильную работу, несмотря на низкие отрицательные температуры, а значит, обеспечить своевременную подачу ТЗА для выполнения заправки ВС.

Заключение

В результате проведенного анализа были сформированы следующие выводы.

1. С целью обеспечения бесперебойной эксплуатации ТЗА стоит заменить электропневматический донный клапан механическим. Это увеличит надежность данного агрегата, позволит избежать излишнего контроля и снизит риск задержки заправки в связи с его неоткрытием.

2. С целью уменьшения подтеканий с ННЗ стоит предусмотреть подогрев места установки ННЗ – стакана ННЗ. Это уменьшит вероятность выхода из строя резинотехнических изделий на ННЗ.

3. С целью увеличения безопасности и долговечности работы шин стоит заменить бескамерные шины ТЗА камерными.

4. С целью избегания отвердевания раздаточных рукавов необходимо подвести горячий воздух от двигателя в заправочный модуль.

5. С целью уменьшения износа двигателя и повышения его ресурса необходима установка предпускового подогревателя с внешним источником питания.

6. С целью облегчения пуска дизельного двигателя следует обеспечить подогрев топливной магистрали и фильтров топливного насоса.

7. С целью исключения кислородного голодания и повышения стабильности работы

двигателя необходимо обеспечить подогрев воздушного фильтра для исключения образования инея на фильтроэлементах.

Список литературы

1. Саввина А.М. Стратегия развития авиационной отрасли в Республике Саха (Якутия) // Наука и техника в Якутии. 2019. № 1 (36). С. 16–18. DOI: 10.24411/1728-516X-2019-10003

2. Горбунов В.П. Проблемы эксплуатации современных самолетов в условиях низких и сверхнизких температур Сибири, Севера и Арктики // Научный Вестник МГТУ ГА. 2014. № 204. С. 110–114.

3. Лоренц В. Заправка воздушных судов топливом посредством аэродромных заправщиков и заправочных агрегатов ЦЗС // Современное оборудование и системы для хранения горюче-смазочных материалов и топливозаправки в аэропортах: тезисы докладов технического симпозиума объединения ГАРА (ФРГ). Москва, 23–25 сентября 1986 г. С. 206–224.

4. Щипакин А.А. Технические средства авиатопливообеспечения: учеб. пособие. В 3 ч. Ч. 2: Технические средства заправки воздушных судов. Ульяновск: УВАУ ГА(И), 2015. 183 с.

5. Веретин С.В., Маркелов А.В. Перспективные технические средства службы горючего для эксплуатации в условиях Крайнего Севера // Научный вестник Вольского военного института материального обеспечения: военно-научный журнал. 2016. № 3 (39). С. 112–114.

6. Назметдинов И.М., Зенков В.Ю., Габдрашитов И.Р. и др. Топливомаслозаправщик для особых условий. Патент ПМ № RU 204113 U1, МПК B60P 3/22, B60S 5/02: опубл. 07.05.2021. 14 с.

7. Маркелов А.В., Веретин С.В. Топливомаслозаправщик для эксплуатации в условиях Арктики // Научный вестник Вольского военного института материального обеспечения: военно-научный журнал. 2016. № 4 (40). С. 84–87.

8. Чакрян Г.С., Адонин Н.В., Заморщиков А.С. Необходимость применения модифицированных технических средств службы горючего в Арктической зоне Российской Федерации // Современные проблемы создания и эксплуатации вооружения, военной и специальной техники: сборник статей III Всероссийской научно-практической конференции. Санкт-Петербург, 14–15 декабря 2016 г. СПб.: Арт-Экспресс, 2016. Т. 1. С. 61–66.

9. Матвеев Г.Г., Иванов Д.А., Петрова Т.В. Исследование особенностей эксплуатации легкомоторных самолетов с поршневыми двигателями в условиях Крайнего Севера // Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации. 2021. № 1 (30). С. 112–121.

10. Маслов А.А., Теслин Д.М. Автоматизированный топливозаправщик воздушных судов // Интеллектуальный потенциал Сибири: материалы 29-й региональной научной студенческой конференции, посвященной Году науки и технологии в России. Новосибирск, 17–21 мая 2021 г. / Под ред. Д.О. Соколовой. В 5 ч. Ч. 4. Новосибирск: Новосибирский государственный технический университет, 2021. С. 411–414.

11. Сайфуллин И.Р., Султанмуратов В.Ю., Хасанов Н.С. Крайний Север России и актуальные вопросы и проблемы развития авиации // Студенческий форум. 2022. № 4-2 (183). С. 31–32.

12. Горбунов В.П. Перспективы развития региональной авиации Крайнего Севера и задачи увеличения транспортной доступности Арктики и Дальнего Востока // Арктика: экология и экономика. 2022. Т. 12, № 3. С. 367–375. DOI: 10.25283/2223-4594-2022-3-367-375

13. Ахунов А.Р., Мальцев Г.Ю., Филатов Е.В. Проблемы развития авиации на территориях Крайнего Севера России // Молодой исследователь: вызовы и перспективы: сборник статей по материалам CCXLII Международной научно-практической конференции. Москва, 27 декабря 2021 г. М.: Интернаука, 2021. Т. 47 (242). С. 381–383.

14. Асметков И.Д. Свойства резины при низкой температуре и контакте с топливом / И.Д. Асметков, А.В. Дедов, Д.В. Колотилин, Ю.Н. Рыбаков // Материаловедение. 2020. № 3. С. 45–48.

15. Федорова А.Ф. Влияние низких температур и нефтяной среды на свойства морозостойких уплотнительных резин: дисс. ... канд. техн. наук. Якутск, 2003. 169 с.

References

1. Savvina, A.M. (2019). Development strategy for the aviation industry in the Republic of Sakha (Yakutia). *Nauka i tekhnika v Yakutii*, no. 1 (36), pp. 16–18. DOI: 10.24411/1728-516X-2019-10003 (in Russian)

2. Gorbunov, V.P. (2014). Problems related to the operation of modern aircraft under the conditions of low and ultralow temperatures in Siberia, North and the Arctic. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*, no. 204, pp. 110–114. (in Russian)

3. Lorents, V. (1986). Refueling aircraft with fuel using airfield tankers and refueling units of the Central Fueling Station/Modern equipment and systems for storing fuel and lubricants and refueling in airports: proceedings of technical symposium of the GARA association. In: *Sovremennoye oborudovaniye i sistemy dlya khraneniya goryuche-smazochnykh materialov i toplivozapravki v aeroportakh: tezisy dokladov tekhnicheskogo simpoziuma obyedineniya GARA (FRG)*, pp. 206–224. (in Russian)

4. Shchipakin, A.A. (2015). Technical means of aviation fuel supply: Textbook. In 3 parts. Part 2: Equipment for refueling aircraft. Ulyanovsk: UVAU GA (I), 183 p. (in Russian)

5. Veretin, S.V., Markelov, A.V. (2016). Perspective technical means of fuel service for operation in the conditions of far North. *Nauchnyy vestnik VVIMO: voyenno-nauchnyy jurnal*, no. 3 (39), pp. 112–114. (in Russian)

6. Nazmetdinov, I.M., Zenkov, V.Yu., Gabdrashitov, I.R. et al. (2021). Fuel and oil tanker for special conditions. Patent PM RU no. 204113 U1, IPC B60P 3/22, B60S 5/02: publ. May 07, 14 p. (in Russian)

7. Markelov, A.V., Veretin, S.V. (2016). Fuel tanker for operation in Arctic conditions. *Nauchnyy vestnik VVIMO: voyenno-nauchnyy jurnal*, no. 4 (40), pp. 84–87. (in Russian)

8. Chakrian, G.S., Adonin, N.V., Zamorshchikov, A.S. (2016). The necessity of using modified technical means of fuel service in the Arctic zone of the Russian Federation. In: *Sovremennyye problemy sozdaniya i ekspluatatsii vooruzheniya, voyennoy i spetsialnoy tekhniki: sbornik statey III Vserossiyskoy nauchno-prakticheskoy konferentsii*. St. Petersburg: Art-Ekspress, vol. 1, pp. 61–66. (in Russian)

9. Matveev, G.G., Ivanov, D.A., Petrova, T.V. (2021). Research of operating features of light-engine aircraft with piston engines in the Hard North conditions. *Vestnik SPbGU GA*, no. 1 (30), pp. 112–121. (in Russian)

10. Maslov, A.A., Teslin, D.M. (2021). Automated aircraft tanker. In: *Intellectualnyy potentsial Sibiri: materialy 29-y regionalnoy nauchnoy studencheskoy konferentsii, posvyashchennaya godu nauki i tekhnologii v Rossii*. In 5 parts. Part 4, in Sokolova D.O. (Ed.). Novosibirsk: Novosibirsk State Technical University, pp. 411–414. (in Russian)

11. Saifullin, I.R., Sultanmuratova, V.Yu., Khasanov, N.S. (2022). The Far North of Russia and current issues and problems of aviation development. *Studencheskiy forum*, no. 4-2 (183), pp. 31–32. (in Russian)

12. Gorbunov, V.P. (2022). Prospects for the development of regional aviation in the Far North and the tasks of increasing the transport accessibility of the Arctic and the Far East. *Arctic: ecology and economy*, vol. 12, no. 3, pp. 367–375. DOI: 10.25283/2223-4594-2022-3-367-375 (in Russian)

13. Akhunov, A.R., Maltsev, G.Yu., Filatov, E.V. (2021). Problems of aviation development in the territories of the Far North of Russia. In: *Molodoy issledovatel: vyzovy i perspektivy: sbornik statey po materialam CCXLII mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii*. Moscow: Internauka, pp. 381–383. (in Russian)

14. Asmetkov, I.D., Dedov, A.V., Kolotilin, D.V., Rybakov, Yu.N. (2020). Properties of rubber under low temperature and fuel contact. *Materialovedenie*, no. 3, pp. 45–48. (in Russian)

15. Fedorova, A.F. (2003). The influence of low temperatures and the oil environment on the properties of frost-resistant sealing rubbers:

Candidate of Technical Sciences Thesis. Yakutsk, 169 p. (in Russian)

Сведения об авторах

Савушкин Сергей Александрович, преподаватель кафедры авиатопливообеспечения и ремонта летательных аппаратов МГТУ ГА, s.savuschkin@mstuca.aero.

Балышин Кирилл Эдуардович, преподаватель кафедры авиатопливообеспечения и ремонта летательных аппаратов МГТУ ГА, k.balyshin@mstuca.aero.

Козлов Александр Николаевич, кандидат технических наук, доцент кафедры авиатопливообеспечения и ремонта летательных аппаратов МГТУ ГА, a.kozlov@mstuca.aero.

Браилко Анатолий Анатольевич, кандидат технических наук, доцент кафедры авиатопливообеспечения и ремонта летательных аппаратов МГТУ ГА, a.brailko@mstuca.aero.

Information about the authors

Sergey A. Savushkin, Lecturer of the Aviation Fuel Supply and Aircraft Repair Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, s.savushkin@mstuca.aero.

Kirill E. Balyshin, Lecturer of the Aviation Fuel Supply and Aircraft Repair Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, k.balyshin@mstuca.aero.

Alexander N. Kozlov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Aviation Fuel Supply and Aircraft Repair Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, a.kozlov@mstuca.aero.

Anatoly A. Brailko, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Aviation Fuel Supply and Aircraft Repair Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, a.brailko@mstuca.aero.

Поступила в редакцию	23.03.2023	Received	23.03.2023
Одобрена после рецензирования	05.05.2023	Approved after reviewing	05.05.2023
Принята в печать	21.09.2023	Accepted for publication	21.09.2023

УДК 544.421.081.7

DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-5-65-80

Термоконверсия авиационных масел

Е.А. Шапорова¹, С.В. Василевич¹, С.О. Стойко¹, В.В. Щур²

¹Белорусская государственная академия авиации, г. Минск, Республика Беларусь

²Институт биоорганической химии НАН Беларуси, г. Минск, Республика Беларусь

Аннотация: Сегодня к авиационной технике предъявляются жесткие требования по повышению надежности, долговечности и экологичности. Надежность эксплуатации авиационной техники зависит не только от ее конструктивных и технологических особенностей, но и от того, насколько авиационные масла, топлива и технические жидкости отвечают по качеству предъявляемым к ним требованиям во время работы. В процессе эксплуатации авиационных двигателей масла подвергаются термическому воздействию, в результате чего их свойства и состав меняются, что может негативно сказаться на работе двигателя в целом. Наиболее перспективным способом повышения термической устойчивости авиационных масел представляется разработка новых и улучшение существующих составов масел. В связи с этим целесообразно проанализировать кинетические характеристики термоконверсии масел, что позволит прогнозировать их устойчивость в широком температурном интервале. В работе изучена кинетика термического разложения авиационных масел МС-8П, ТН-98 и ТН-600, применяемых на разных типах воздушных судов в гражданской авиации Республики Беларусь, методом термогравиметрического анализа. Состав образцов масел исследован методами ИК-спектроскопии, хромато-масс-спектроскопии. Сравнительный анализ результатов исследования новых масел и масел, слитых из двигателей воздушных судов, свидетельствует о том, что даже при незначительных перегревах в процессе эксплуатации происходит изменение углеводородного состава, изменяется в некоторой степени содержание основных классов углеводородов. Исследования термолитиза масел показывают, что возможные перегревы после останова двигателя соответствуют температурам начала разложения. Продукты термического превращения углеводов масел будут способствовать образованию дефектов элементов узлов трения. В результате обработки экспериментальных данных термоконверсии авиационных масел МС-8П, ТН-98 и ТН-600 были определены механизмы их разложения, а также макрокинетические параметры, позволяющие достаточно точно оценить влияние температурных режимов эксплуатации масел на скорость их конверсии. Это представляется полезным при моделировании работы авиационных двигателей и прогнозировании изменений показателей качества масел в условиях их эксплуатации.

Ключевые слова: авиационные масла, термическое воздействие, степень конверсии, состав.

Для цитирования: Шапорова Е.А. Термоконверсия авиационных масел / Е.А. Шапорова, С.В. Василевич, С.О. Стойко, В.В. Щур // Научный Вестник МГТУ ГА. 2023. Т. 26, № 5. С. 65–80. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-5-65-80

Thermal conversion of aviation oils

Е.А. Shaporova¹, S.V. Vasilevich¹, S.O. Stoiko¹, V.V. Shchur²

¹Belarusian State Aviation Academy, Minsk, the Republic of Belarus

²Institute of Bioorganic Chemistry of the Belarusian National Academy of Sciences, Minsk, the Republic of Belarus

Abstract: These days, strict requirements to aeronautical equipment are imposed to enhance reliability, durability, and environmental compatibility. Aeronautical equipment operation reliability depends not only on its structural and technologic abilities, but also on the fact how aviation oils, fuels and technical fluid meet quality requirements during operation. During the aircraft engine operation, oils are subjected to the thermal impact. As a consequence, their properties and composition change which can affect the engine operation, on the whole. The most promising means of improving thermal resistance of aviation oils is developing new ones and improving available oil compositions. Therefore, it is feasible to analyze the kinetic properties of the oil thermal conversion which will make it possible to predict their resistance within the extensive temperature range. The paper investigates thermal decomposition kinetics of aviation oils MS-8P, TN-98 and TN-600 used on different types of aircraft in civil aviation of the Republic of Belarus by the method of a thermo-gravimetric analysis. The composition of oil samples has been researched into by IR spectroscopy, chromatography-mass spectroscopy methods. A comparative analysis of research results of

new oils and oils drained from aircraft engines indicates that even under insignificant overheat during the operation, a change in the hydrocarbon composition occurs, and the hydrocarbon content of basic types varies to some extent. The oil thermolysis research reveals that potential overheat after engine shutdown complies with the temperatures at which the decomposition commences. Thermal conversion products of oil carbohydrates will contribute to the defect formation in friction subunits. As a result of test data processing of thermal conversion of aviation oils MS-8P, TN-98, TN-600, the principles of their decomposition as well as macrokinetic parameters, allowing us to precisely evaluate the effect of oils operation temperature conditions on their conversion rate, have been specified. It is essential while simulating the aircraft engine operation and predicting variations of oil quality properties during their operation.

Key words: aviation oils, thermal impact, conversion degree, composition.

For citation: Shaporova, E.A., Vasilevich, S.V., Stoiko, S.O., Shchur, V.V. (2023). Thermal conversion of aviation oils. Civil Aviation High Technologies, vol. 26, no. 5, pp. 65–80. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-5-65-80

Введение

Для смазки современных газотурбинных двигателей (ГТД) применяются масла, работающие при высоких температурах, больших частотах вращения турбин. Так, температура масла в ГТД колеблется от 20–50 °C на входе до 125–200 °C на выходе. Для предотвращения перегрева узлов трения масло непрерывно подводится к таким элементам двигателя. При этом наиболее высокий уровень тепловыделения – в подшипниках роторов ГТД, воспринимающих осевую и радиальную нагрузки [1–4].

Жесткие условия работы масел обосновывают как предъявляемые к ним требования, так и тщательный контроль на всех этапах жизненного цикла: от производства и приемки в авиационной организации до хранения и отпуска в эксплуатацию. Основные предъявляемые требования – надежное смазывание узлов трения ГТД, определяющее минимальный износ в рабочих температурных режимах; незначительное изменение вязкости, обеспечивающее достаточную прокачиваемость в интервале рабочих температур; однородный и стабильный состав, обуславливающий минимальную испаряемость отдельных фракций и сохранность вязкостных характеристик масла при работе двигателя; высокие антиокислительные свойства в условиях эксплуатации; незначительная коррозионность по отношению к материалам, находящимся в контакте с маслами [1, 2].

Повышение уровня термодинамических параметров ГТД обосновывает повышение температур газовых сред, в том числе контак-

тирующих с элементами масляной системы. Возможные пути обеспечения работоспособности масел включают разработку новых составов, обеспечивающих более высокую термическую стабильность, и изменения конструкций топливно-масляных систем силовых установок. Разработки ведутся в обоих направлениях. Так, наравне с минеральными маслами используют и синтетические, работоспособные при температурах 225 °C и выше. Однако температуры, фиксируемые на выходе из двигателя, значительно отличаются от температур в узлах трения опор ГТД, которые достигают 300 °C, особенно в тонких пленках, стекающих по нагретым стенкам элементов подшипниковых систем и после останова двигателей. На сегодняшний день создание масел на углеводородной основе имеет свои ограничения. Тем не менее исследования в этом направлении не прекращаются.

В то же время предпринимаются попытки предотвратить ускоренное старение масел за счет снижения рабочих температур в подшипниковых системах установкой защитных кожухов, которые обеспечивают эффективное экранирование потоков тепла от нагретых частей двигателя. Как показано в [5], такие экраны не всегда могут быть установлены и (или) требуют внесения значительных изменений в конструкции двигателей, могут создавать дополнительные препятствия, загромождающие воздушный тракт.

Таким образом, одним из наиболее вероятных направлений исследований представляются все же разработки новых составов масел, улучшение существующих образцов за

счет добавления различных стабилизирующих присадок.

Кроме того, кинетические характеристики термического старения масел помогают определить длительность срабатывания присадок [6], а данные по изменению состава масел способствуют установлению наиболее термически устойчивых компонентов, что является весьма актуальным с точки зрения обеспечения требуемых эксплуатационных свойств масел.

В этой связи не только полезным, но и необходимым является изучение кинетики термического старения масел, установление кинетических параметров этого процесса, зная которые, можно прогнозировать поведение в широком температурном интервале, а также анализировать действие тех или иных компонентов масел на их термическую стабильность в целом.

Целью настоящей работы является выявление механизма и макрокинетических параметров термического разложения авиационных масел.

В ходе работы исследовались три типа масел МС-8П, Турбоникойл 98 (ТН-98) и Турбоникойл 600 (ТН-600), широко применяемых в настоящее время в гражданской авиации Республики Беларусь.

Данные масла имеют сложный химический состав. В табл. 1–3 представлены перечень и массовое содержание (в процентах) компонентов исследуемых авиационных масел. Для определения химического состава масел применялся газовый хромато-масс-спектрометр Shimadzu QP2010, находящийся в ГНУ «Институт биоорганической химии Национальной академии наук Беларуси».

Таблица 1
Table 1

Химический состав авиационного масла МС-8П
Chemical composition of aviation oil MS-8P

№	Наименование компонента	Содержание, %
1	17-n-Hexadecyltetracontane	0,08
2	1-Hexadecanol	0,21
5	4-Methyl-2,6-di-tert-butylphenol	5,12
6	n-Hexadecane	0,40
7	Diethyl phthalate	5,65
8	n-Heneicosane	0,39
10	n-Nonadecane	1,77
12	2,6,10-Trimethyldodecane	3,18
14	3-Methyltetradecane	0,76
15	3,7,11,15-Tetramethylhexadecanol	1,23
16	Cyclopentylcyclohexylmethane	0,78
18	n-Tetratetracontane	5,21
19	n-Hexatriacontane	2,68
20	2,6,10,15-tetramethylheptadecane	2,27
21	4-methyl-hexadecane	2,34
22	n-Nonadecane	3,98
24	n-Tricosane	3,62
25	5-cyclohexyl-dodecane	4,64
26	n-Pentatriacontane	7,86
27	n-Hentriacontane	3,74
28	7-Cyclohexyleicosane	4,90
29	n-Pentatriacontane	5,90
30	2,6,10,14-Tetramethylhexadecane	3,09
32	2,21-dimethyl-docosane	4,78

Продолжение таблицы 1
Continuance of Table 1

№	Наименование компонента	Содержание, %
33	2,6,10,14-Tetramethylhexadecane	7,08
34	n-Pentacosane	4,25
36	5-n-Butyldocosane	2,77
37	n-Tetratetracontane	3,23
43	n-Docosane	1,87
46	n-Pentacosane	2,67
50	Tetrapentacosan	1,33
53	Tri-m-cresyl phosphate	0,56
54	Phosphoric acid, tris(methylphenyl) ester	0,84
55	n-Tetracosane	0,82

Таблица 2
Table 2

Химический состав авиационного масла ТН-98
Chemical composition of aviation oil TN-98

№	Наименование компонента	Содержание, %
1	Diethyl phthalate	36,57
2	Diisobutyl phthalate	0,45
3	7,9-di-tert-butyl-1-oxaspiro[4.5]deca-6,9-diene-2,8-dione	0,08
4	N-butyl isobutyl phthalate	1,06
5	N-Phenyl-1-naphthylamine	1,79
6	Hexanedioic acid, dioctyl ester	0,35
7	Hexanedioic acid, dioctyl ester	1,28
8	Hexanedioic acid, dioctyl ester	0,98
9	Hexanedioic acid, dioctyl ester	0,25
10	Hexanedioic acid, dioctyl ester	0,99
11	Hexanedioic acid, dioctyl ester	1,56
12	Hexanedioic acid, dioctyl ester	0,15
13	1,2-Benzenedicarboxylic acid, bis(2-ethylhexyl) ester	0,61
14	Decanedioic acid, bis(2-ethylhexyl) ester	52,59
15	bis-(octylphenyl)-amine	1,29

Таблица 3
Table 3

Химический состав авиационного масла ТН-600
Chemical composition of aviation oil TN-600

№	Наименование компонента	Содержание, %
1	Diethyl phthalate	21,22
2	Diisobutyl phthalate	0,21
3	N-butyl isobutyl phthalate	0,53
4	N-Phenyl-1-naphthylamine	9,36
5	Pentanoic acid, 2-hexenyl ester	0,85
6	Triphenyl phosphate	5,11

Продолжение таблицы 3
Continuance of Table 3

7	2-propenyl heptanoate	1,00
8	3-Methyl-3-ethylpentane	7,39
9	Bis(2-ethylhexyl) sebacate	9,27
10	n-Heptanoic acid anhydride	1,50
11	2,4-Dimethylundecane	43,56

В связи со сложностью составов масел исследование кинетики их разложения в настоящей работе выполнено на основании предположения, в соответствии с которым разложение углеводородов, образующих масла, протекает по схожему механизму. Поэтому сложный механизм, в котором участвуют различные углеводороды, может быть представлен одной формальной реакцией:



Такой подход сводит набор параллельных и последовательных реакций, в которых участвуют различные углеводороды, к некоторой единой химической реакции с константой скорости k и энергией активации E , представляющей эффективное разложение всей группы тяжелых углеводородов.

Другое предположение заключается в том, что кинетика разложения аморфного материала, которым является масло, определяется теми же закономерностями, что и кинетика разложения кристаллических веществ (карбонаты и т. д.).

Указанные предположения позволяют использовать для анализа кинетики разложения методы исследования, разработанные для анализа разложения твердого вещества в условиях нагрева с постоянной скоростью.

Термогравиметрический анализ конверсии масел

Экспериментальное исследование разложения масел проводилось при неизотермических условиях термогравиметрическим методом при нагреве со скоростью 1 градус в ми-

нуту от комнатной температуры до 1000 °С с использованием термогравиметрического прибора Thermoscan-2, показанного на рис. 1. Во всех экспериментах в кювету термогравиметрического прибора помещалось 400 мг масла.

В качестве основного анализируемого параметра принята степень термолитиза масел, которая рассчитывается с помощью выражения

$$\alpha_t = \frac{(m_0 - m_t)}{m_0}, \quad (2)$$

где m_0 и m_t – масса образца в начальный момент времени и в момент времени t соответственно, г.

Для исследования кинетики термоконверсии использовались как новые, так и работавшие масла.

На рис. 2 представлено изменение степени разложения новых масел МС-8П, ТН-98 и ТН-600.

Как следует из рис. 2, заметное разложение масла МС-8П начинается при температуре порядка 467 К (194 °С), масла ТН-98 при температуре 530 К (257 °С), масла ТН-600 при температуре 497 К (224 °С). Начиная с этой температуры, степень разложения древесины изменяется с ростом температуры практически по линейному закону. После достижения температуры порядка 600 К (для всех трех масел) наблюдается заметное увеличение скорости разложения авиационного масла. При температуре выше 650–700 К скорость термоконверсии авиационного масла значительно снижается. Это проявляется наличием перегиба на кривой α -Т и переходом к более низкому углу линейной зависимости.



Рис. 1. Установка для дифференциально-термического анализа и термогравиметрического анализа Thermoscan-2 (USB, ТГА-модификация)

Fig. 1. Differential thermal analyser and thermogravimetric analyser Thermoscan-2 (USB, TGA modification)

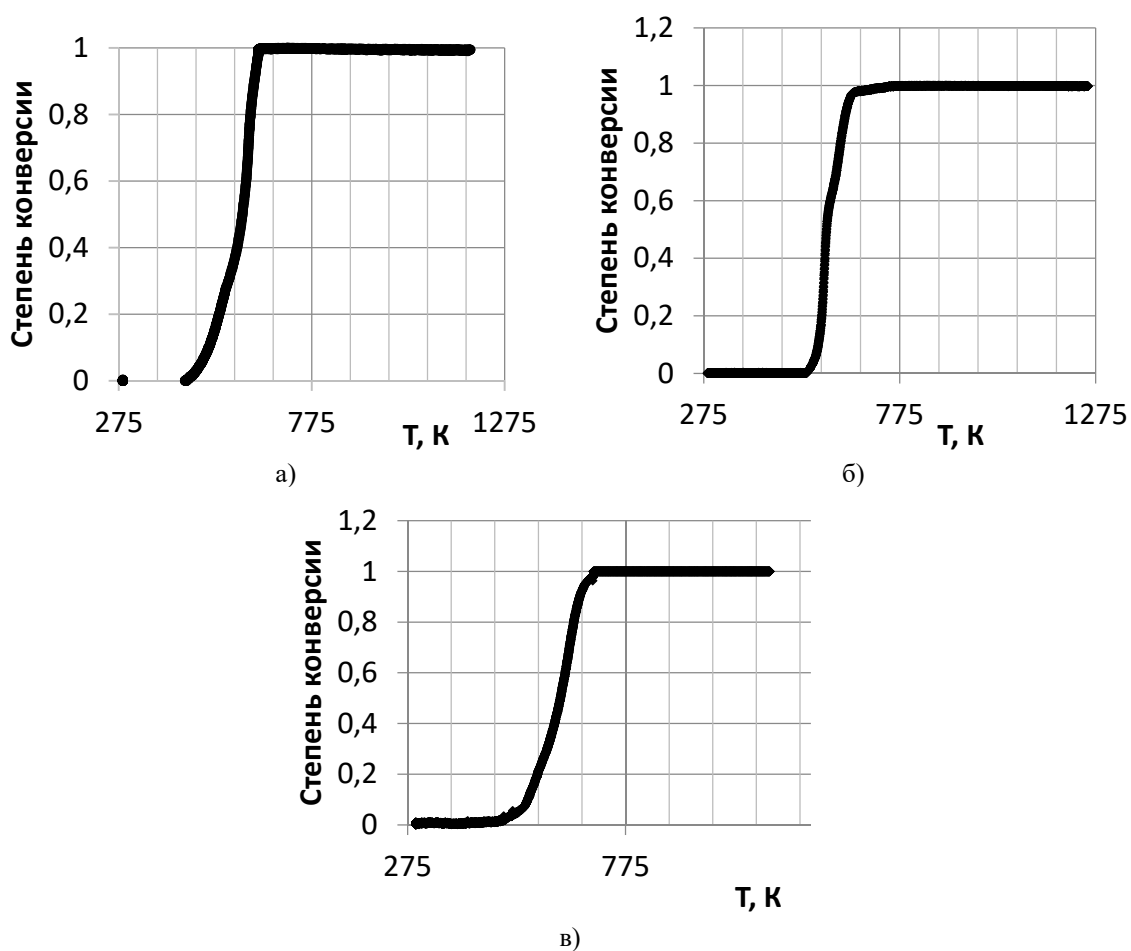


Рис. 2. Зависимость степени конверсии новых масел от температуры: а – МС-8П; б – ТН-98; в – ТН-600
Fig. 2. Conversion degree dependence of new oils MS-8P (a), TN-98 (б), TN-600 (в) on temperature

Существует ряд методов анализа термogrавиметрических данных разложения исследуемых образцов в условиях непрерывного нагрева с постоянной скоростью: метод Киссинджера, Акахиры и Санозе [7, 8], метод Фридмана [9], метод Флинна, Уолла и Озавы [10, 11], метод Коутса и Редферна [12] и метод Криадо [13].

В настоящей работе был использован интегральный метод [14], сущность которого заключается в следующем.

Константа скорости реакции термического разложения определяется по выражению

$$k = \frac{g_i^*(\alpha_m)}{t}, \quad (3)$$

где $g_i^*(\alpha_m)$ – значение интегральной функции, рассчитанное по экспериментальному значению степени разложения; t – время реакции, мин.

В табл. 4 представлены интегральные функции $g(\alpha)$, соответствующие различным механизмам разложения твердого тела [7–19].

В ходе исследований было выявлено, что реакция термического разложения всех рассматриваемых масел (как новых, так и работающих) описывается законом R_2 (механизм реакции ограничивается поверхностью). На рис. 3 представлены графики зависимости логарифма константы скорости новых масел МС-8П (а), ТН-98 (б) и ТН-600 (в), установленные при использовании интегрального метода.

Для случая масла МС-8П выражение для степени конверсии α рассматриваемых масел имеет вид

$$\alpha = 1 - (1 - kt)^2. \quad (4)$$

Таблица 4
Table 4

Интегральные $g(\alpha)$ кинетические функции, соответствующие различным механизмам химических реакций твердого тела

Integral $g(\alpha)$ kinetic functions corresponding to various principles of solid chemical reactions

№	Модель реакции	Обозначение	$g(\alpha)$
1	Степенной закон	P_1	α
2	Степенной закон	$P_{3/2}$	$\alpha^{2/3}$
3	Степенной закон	P_2	$\alpha^{1/2}$
4	Степенной закон	P_3	$\alpha^{1/3}$
5	Степенной закон	P_4	$\alpha^{1/4}$
6	Аврами – Ерофеев	$A_{3/2}$	$[-\ln(1 - \alpha)]^{2/3}$
7	Аврами – Ерофеев	A_2	$[-\ln(1 - \alpha)]^{1/2}$
8	Аврами – Ерофеев	A_3	$[-\ln(1 - \alpha)]^{1/3}$
9	Аврами – Ерофеев	A_4	$[-\ln(1 - \alpha)]^{1/4}$
10	Проут – Томкин	B_1	$\ln[\alpha \cdot (1 - \alpha)] + e^\alpha$
11	Поверхность	R_2	$1 - (1 - \alpha)^{1/2}$
12	Объем	R_3	$1 - (1 - \alpha)^{1/3}$
13	Одномерная диффузия	D_1	α^2
14	Двумерная диффузия	D_2	$(1 - \alpha) \ln(1 - \alpha) + \alpha$
15	Трехмерная диффузия	D_3	$(1 - (1 - \alpha)^{1/3})^2$
16	Реакция 1-го порядка	F_1	$-\ln(1 - \alpha)$
17	Реакция 2-го порядка	F_2	$[1 - (1 - \alpha)^{-1}] / (-1)$
18	Реакция 3-го порядка	F_3	$[1 - (1 - \alpha)^{-2}] / (-2)$

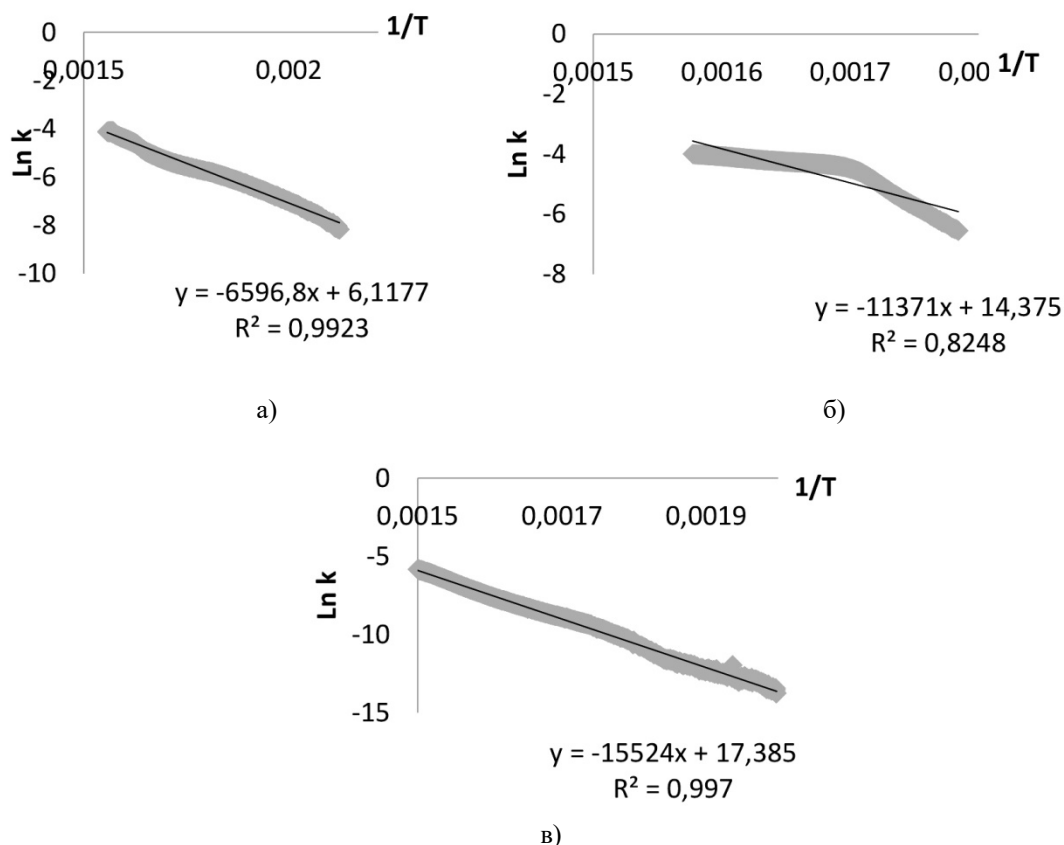


Рис. 3. Зависимость логарифма константы скорости новых масел от величины обратной температуры: а – МС-8П; б – ТН-98; в – ТН-600
Fig. 3. Rate constant logarithm dependence of new oils MS-8P (a), TN-98 (б), TN-600 (в) on reciprocal temperature magnitude

Для случая масла ТН-98 выражение для степени конверсии рассматриваемых масел имеет вид

$$\alpha = kt. \quad (5)$$

Для случая масла ТН-600 выражение для степени конверсии рассматриваемых масел имеет вид

$$\alpha = 1 - (1 - \sqrt{kt})^3. \quad (6)$$

В табл. 5 приведены значения энергий активации E и предэкспонент A , соответствующие реакциям термического разложения новых и работавших масел.

Выражения для констант скорости термического разложения масел имеют следующий вид:

Масло МС-8П новое:

$$k = 453,8 \cdot \text{Exp}(-54845,8/RT)$$

Масло МС-8П работавшее:

$$k = 582,9 \cdot \text{Exp}(-58910,3/RT)$$

Масло ТН-98 новое:

$$k = 1749778,9 \cdot \text{Exp}(-94538,5/RT)$$

Масло ТН-98 работавшее:

$$k = 2195301,2 \cdot \text{Exp}(-98369,1/RT)$$

Масло ТН-600 новое:

$$k = 35498465 \cdot \text{Exp}(-129066,5/RT)$$

Масло ТН-600 работавшее:

$$k = 40192010,1 \cdot \text{Exp}(-134138,6/RT)$$

На рис. 4 приведены сравнительные графики изменения степени конверсии новых масел от температуры.

Полученные данные свидетельствуют о достаточно высокой точности применяемого метода расчета кинетических параметров процесса термического разложения авиаци-

Таблица 5
Table 5

Значения энергий активации E и предэкспонент A , соответствующие реакциям термического разложения новых и работавших масел
Energy values of activation E , pre-exponent A and induction periods t_{ind} , corresponding to thermal decomposition reactions of new and used oils

Масло	новое		работавшее	
	E , кДж/моль	A , мин ⁻¹	E , кДж/моль	A , мин ⁻¹
МС-8П	54,84	453,8	58,91	582,9
ТН-98	95,54	1749778,9	98,37	2195301,2
ТН-600	129,07	35498465	134,14	40192010,1

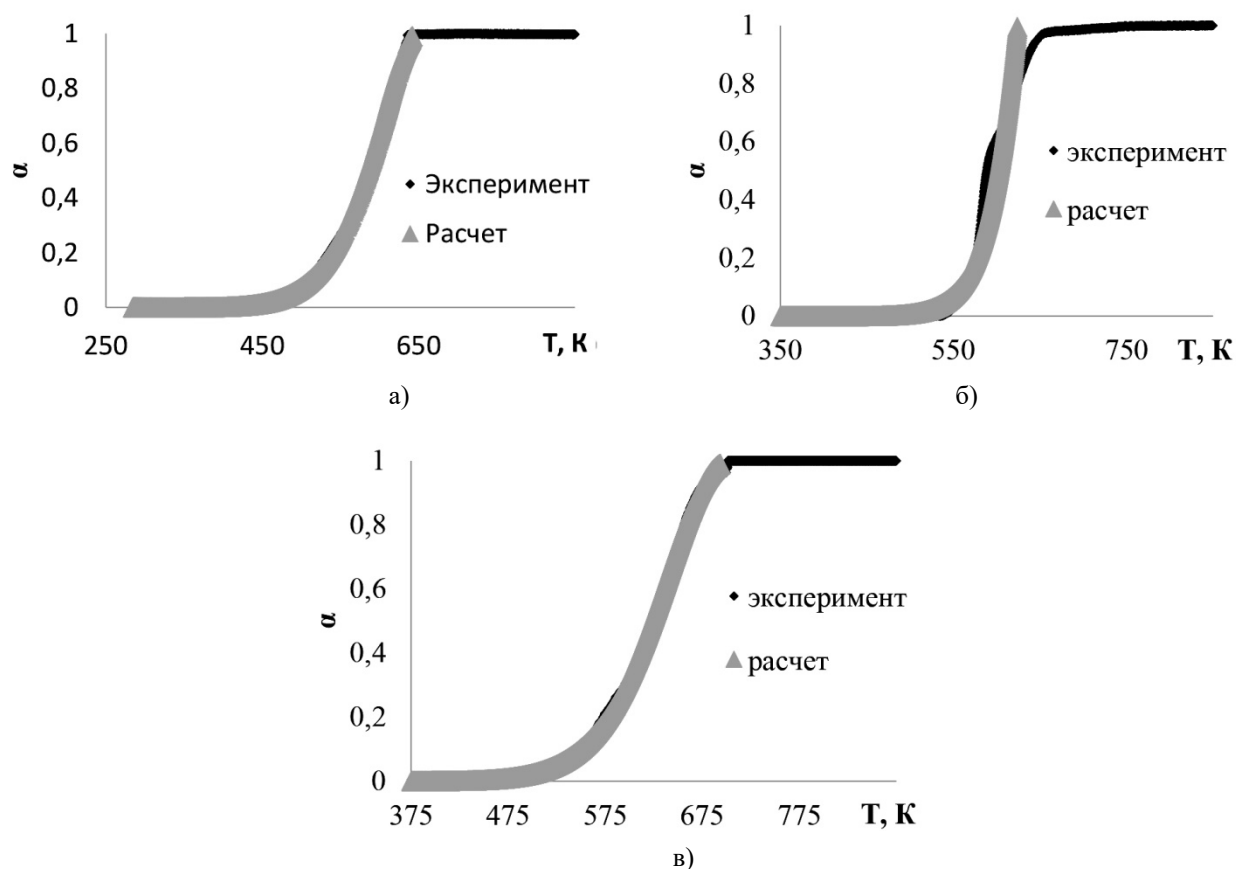


Рис. 4. Зависимость степени конверсии новых масел от температуры: а – МС-8П; б – ТН-98; в – ТН-600
Fig. 4. Conversion degree dependence of new oils MS-8P (a), TN-98 (б), TN-600 (в) on temperature

онных масел и правильности принятых допущений.

Из полученных выражений констант скорости видно, что энергия активации разложения рассматриваемых работавших масел вы-

ше, чем у соответствующих новых образцов в среднем на 4–5 кДж/моль. Это можно объяснить изменением их химического состава в процессе эксплуатации, что подтверждается данными ИК-спектроскопии.

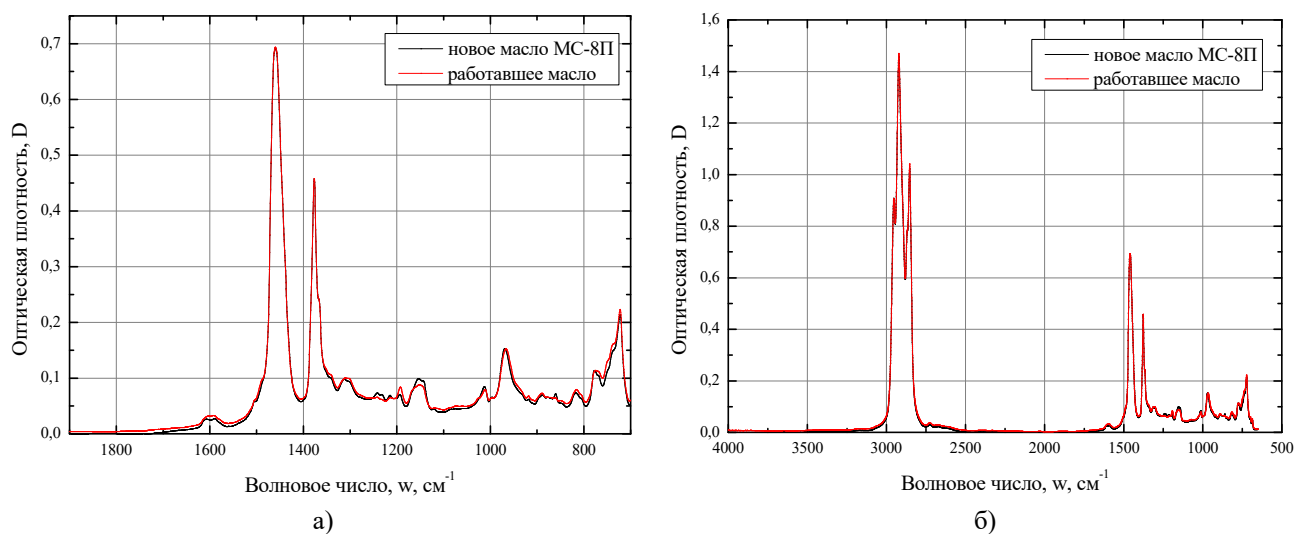


Рис. 5. ИК-спектры нового (черная линия) и работавшего (красная линия) образцов масел МС-8П в интервале волновых чисел: *а* – от 1900 до 650 см^{-1} ; *б* – от 4000 до 700 см^{-1}
Fig. 5. IR spectra of new (black line) and used (red line) MS-8P oils samples in the interval of wave numbers from 1900 to 650 см^{-1} (*a*) and from 4000 to 700 см^{-1} (*b*)

ИК-спектроскопия масел

ИК-спектры исследуемых авиационных масел регистрировали на ИК-Фурье-спектрометре ФСМ-1201 в тонком слое между пластинами из KCl в диапазоне 500–4000 см^{-1} . Анализ ИК-спектров нового и работавшего образцов масла МС-8П показывает низкое содержание ароматических углеводородов, о чем свидетельствует незначительное плечо в области 3100–3000 см^{-1} , соответствующее валентным колебаниям С–Н-связей ароматического кольца (рис. 5, *б*). В то же время в области 3000–2800 см^{-1} наблюдается сильное поглощение, соответствующее колебаниям связей $\nu(\text{C–H})$ в алканах и алкильных фрагментах, составляющих углеводородную основу масла. Это подтверждается деформационными колебаниями в интервале 1470–1430 см^{-1} , внеплоскостными деформационными колебаниями $\delta(\text{C–H})$ в области 1400–1350 см^{-1} и деформационными маятниковыми колебаниями в интервале 740–720 см^{-1} [20, 21]. Поглощение в области 750 см^{-1} может быть связано также с колебанием валентных связей С–S серосодержащих

соединений присадок, добавляемых для повышения смазывающих свойств масел [22]. Наблюдаются также слабые перекрывающиеся полосы поглощения с максимумами при 1590 и 1610 см^{-1} , которые отвечают нитрации и окислению углеводородов масла, возможно связанными с внесением некоторого количества присадок. Кроме того, полосы поглощения в интервале 1642–1568 могут быть обусловлены наличием некоторого небольшого количества ароматических углеводородов [20]. Присутствие кислородсодержащих соединений подтверждается наличием слабой полосы поглощения в области 1180–1140 см^{-1} , соответствующей валентным колебаниям связей С–О в углеводородах масла. Сульфация углеводородов проявляется слабой полосой поглощения с максимумом при 1150 см^{-1} . Наличие на спектре слабой полосы поглощения в интервале 980–920 см^{-1} отвечает деформационным колебаниям двойных связей в непредельных углеводородах масла [21]. При этом полоса поглощения соответствующих валентных колебаний перекрывается, вероятно, из-за низкой интенсивности с валентными колебаниями связей С–Н в области 3000–2800 см^{-1} (рис. 5).

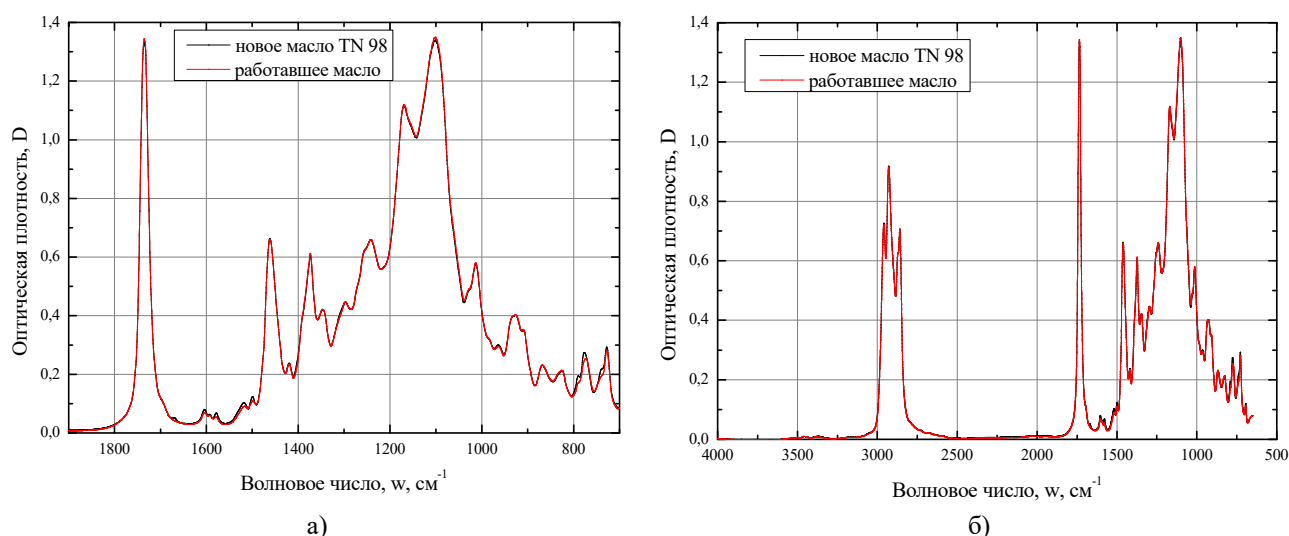


Рис. 6. ИК-спектры нового (черная линия) и работавшего (красная линия) образцов масел ТН-98 в интервале волновых чисел: *a* – от 1900 до 650 cm^{-1} ; *б* – от 4000 до 700 cm^{-1}
Fig. 6. IR spectra of new (black line) and used (red line) TN-98 oils samples in the interval of wave numbers from 1900 to 650 cm^{-1} (a) and from 4000 to 700 cm^{-1} (б)

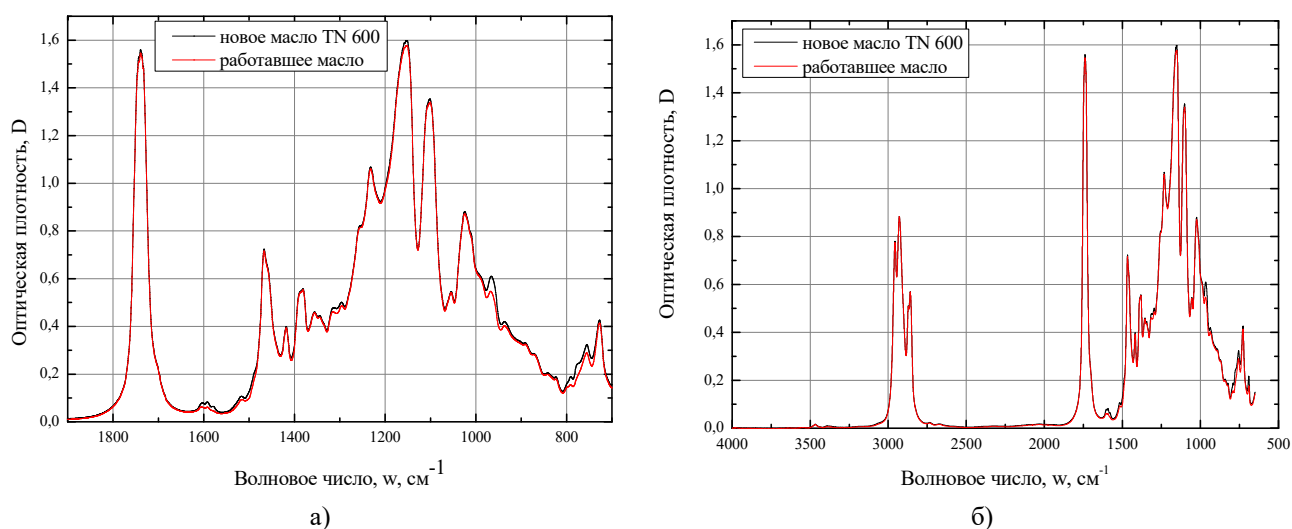


Рис. 7. ИК-спектры нового (черная линия) и работавшего (красная линия) образцов масел ТН-600 в интервале волновых чисел: *a* – от 1900 до 650 cm^{-1} ; *б* – от 4000 до 700 cm^{-1}
Fig. 7. IR spectra of new (black line) and used (red line) TN-600 oils samples in the interval of wave numbers from 1900 to 650 cm^{-1} (a) and from 4000 to 700 cm^{-1} (б)

Сравнение спектров нового и работавшего масла свидетельствует о небольших изменениях в интервалах 1590–1610 cm^{-1} , 1400–1350 cm^{-1} , 1180–1140 cm^{-1} , 980–920 cm^{-1} , что говорит об изменении углеводородного состава, повышении содержания кислородсодержащих и непредельных соединений, снижающих стабильность масла (рис. 5, *a*, черная и красная линии), что впоследствии мо-

жет привести к образованию твердой фазы продуктов окисления и повышению механических загрязнений в узле трения.

Масла ТН-600 и ТН-98 получены на основе эстеровых (эфирных) масел разного состава, что также хорошо видно на ИК-спектрах (рис. 6–7).

На ИК-спектрах новых и работавших образцов масел ТН-98 и ТН-600 наблюдается

сильная полоса поглощения в области $3000\text{--}2800\text{ см}^{-1}$, соответствующая валентным колебаниям связей $\nu(\text{C--H})$ в алканах и алкильных фрагментах, которые являются основой масла. Это подтверждается деформационными колебаниями в интервале $1470\text{--}1430\text{ см}^{-1}$, внеплоскостными деформационными колебаниями $\delta(\text{C--H})$ в области $1400\text{--}1320\text{ см}^{-1}$ и деформационными маятниковыми колебаниями в интервале $780\text{--}720\text{ см}^{-1}$ [20, 21]. Наблюдаются также слабые перекрывающиеся полосы поглощения с максимумами при 1580 и 1610 см^{-1} , которые отвечают нитрации и окислению углеводородов масла, возможно связанных с внесением некоторого количества присадок, также как и для образца масла МС-8П.

Наличие на спектре слабой полосы поглощения в интервале $950\text{--}900\text{ см}^{-1}$ соответствует деформационным колебаниям двойных связей в непредельных углеводородах масла [21, 22]. При этом полоса поглощения соответствующих валентных колебаний перекрывается, скорее всего, с валентными колебаниями связей C--H в области $3000\text{--}2800\text{ см}^{-1}$ (рис. 2–3).

Наблюдается также интенсивная полоса поглощения в области $1780\text{--}1700\text{ см}^{-1}$, соответствующая валентным колебаниям связей в группе C=O в сложных эфирах. Наличие эфирной составляющей масла подтверждается также колебаниями связей C--O--C в области $1300\text{--}1000\text{ см}^{-1}$ [21, 22].

Пики при 870 и 830 см^{-1} соответствуют, скорее всего, деформационным колебаниям связей в кремнийсодержащих углеводородных фрагментах, соответствующие валентные колебания должны наблюдаться в области $1100\text{--}1000\text{ см}^{-1}$ и перекрываются, вероятно, с колебаниями связей C--O--C [21]. Низкая интенсивность рассматриваемых полос поглощения обусловлена незначительным содержанием кремнийорганических соединений, используемых в качестве присадок.

Из рис. 5–7 видно, что различие в составах новых и работавших масел имеется, хотя и незначительное. Малое отличие состава масел объясняется тем, что, хотя рабочие тем-

пературы в узле трения составляют $110\text{--}130\text{ }^{\circ}\text{C}$, при остановке двигателя температура масла повышается до $160\text{--}170\text{ }^{\circ}\text{C}$, что сопровождается его перегревом, в результате чего начинаются деструктивные процессы в масле, приводящие к изменению состава. Несмотря на это, даже температуры $170\text{ }^{\circ}\text{C}$ недостаточно, чтобы привести к заметной конверсии масел (рис. 4). В то же время известно, что в тонких слоях пленки, стекающей по нагретым стенкам корпусных деталей подшипниковых узлов двигателей, температуры значительно более высокие. При этом очевидно, что превышение температурных режимов на $50\text{ }^{\circ}\text{C}$ повысит скорость термokonверсии примерно на два порядка (табл. 6).

Заключение

В настоящей работе проанализированы результаты исследований новых и работавших образцов авиационных масел (МС-8П, ТН-98, ТН-600) с использованием методов ИК-спектроскопии, хромато-масс-спектроscopии и термогравиметрии. Исследования термoлиза масел показали характер их разложения под действием термических нагрузок. Полученные результаты позволили определить механизм и макрокинетические параметры (константа скорости, предэкспонента и энергия активации) новых и работающих масел. Полученные выражения константы скорости и механизма конверсии позволяют достаточно точно определять скорость термического разложения авиационных масел при различной температуре их эксплуатации.

Проведенные исследования свойств авиационных масел, применяемых в настоящее время для технической эксплуатации воздушных судов в авиационных организациях Республики Беларусь, показали, что термические нагрузки оказывают негативное влияние на их состав. Хотя рассматриваемые масла обладают термической стабильностью в широком температурном интервале, на различных этапах эксплуатации они подвергаются перегревам, приводящим к количественному

изменению углеводородного состава, что может привести к значительному снижению смазывающих свойств, образованию и накоплению механических загрязнений в узле трения, образованию дефектов и разрушению элементов узла трения.

Полученные результаты могут быть полезны при моделировании работы авиационных двигателей и прогнозировании изменений показателей качества масел в условиях их эксплуатации.

Список литературы

1. Авиация: Энциклопедия / Под ред. Г.П. Свищева. М.: Большая российская энциклопедия, 1994. 736 с.
2. Коняев Е.А., Немчиков М.Л. Химмотология авиационных масел и гидравлических жидкостей. М.: МГТУ ГА, 2008. 81 с.
3. Новиков Д.К., Факлеев С.В. Опоры и уплотнения авиационных двигателей и энергетических установок: учеб. пособие [Электронный ресурс] // Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2011. 122 с. URL: <http://repo.ssau.ru/handle/Uchebnye-posobiya/Opory-i-uplotneniya-aviacionnyh-dvigateli-i-energeticheskikh-ustanovok-Elektronnyi-resurs-elektron-ucheb-posobie-55052> (дата обращения: 11.01.2023).
4. Данилов В.Ф., Литвиненко А.Н. Масла, смазки и специальные жидкости. Елабуга: Изд-во филиала К(П)ФУ, 2013. 216 с.
5. Трянов А.Е., Гришанов О.А., Виноградов А.С. О тепловой защите масляных полостей опор создаваемых ГТД // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва. 2009. № 3-1 (19). С. 318–328.
6. Тарасов М.И., Кича Г.П. Кинетика старения моторного масла в судовых дизелях при непрерывном и периодическом его доливе для компенсации угара // Вестник Астраханского государственного технического университета. Серия: Морская техника и технология. 2023. № 1. С. 7–14. DOI: 10.24143/2073-1574-2023-1-7-14
7. Kissinger H.E. Reaction kinetics in differential thermal analysis // Analytical Chemistry. 1957. Vol. 29, no. 11. Pp. 1702–1706. DOI: 10.1021/ac60131a045
8. Akahira T., Sunose T.T. Joint Convention of Four Electrical Institutes // Research Report. Chiba Institute of Technology. 1971. Vol. 16. Pp. 22–31.
9. Friedman H. Kinetics of thermal degradation of char-forming plastics from thermogravimetry. Application to a phenolic plastic [Электронный ресурс] // Journal of Polymer Science Part C: Polymer Symposia. 1964. Vol. 6, iss. 1. Pp. 183–195. DOI: 10.1002/polc.5070060121 (дата обращения: 11.01.2023).
10. Flynn J.H., Wall L.A. A quick, direct method for determination of activation energy from thermogravimetric data // Polymer Letters. 1966. Vol. 4. Pp. 323–328. DOI: 10.1002/pol.1966.110040504
11. Ozawa T. A new method of analyzing thermogravimetric data // Bulletin of the Chemical Society of Japan. 1965. Vol. 38, no. 11. Pp. 1881–1886. DOI: 10.1246/bcsj.38.1881
12. Coats A.W., Redfern J.P. Kinetics parameters from thermogravimetric data // Nature. 1964. Vol. 201. Pp. 68–69. DOI: 10.1038/201068a0
13. Criado J.V. Kinetic analysis of DTA data from master curves // Thermochimica Acta. 1978. Vol. 24, no. 1. Pp. 186–189.
14. Malko M.V. An innovative method of thermogravimetric data analysis / M.V. Malko, S.V. Vasilevich, A.V. Mitrofanov, V.E. Mizonov // Известия высших учебных заведений. Серия: Химия и химическая технология. 2021. Т. 64, № 3. С. 24–32. DOI: 10.6060/ivkkt.20216403.6348
15. Vyazovkin S., Wight Ch.A. Model-free and model-fitting approaches to kinetic analysis of isothermal and nonisothermal data // Thermochimica Acta. 1999. Vol. 340–341. Pp. 53–68. DOI: 10.1016/S0040-6031(99)00253-1
16. Han Yu. Theoretical study of thermal analysis kinetics. A thesis Doctoral Dissertation. USA: Lexington. Kentuki, 2014. 91 p.
17. Ebrahimi-Kahrizsangi R., Abbasi M.H. Evaluation of reliability of Coats-Redfern method for kinetic analysis of non-isothermal TGA // Transactions of Nonferrous Metals Society of China. 2008. Vol. 18, iss. 1. Pp. 217–221. DOI: 10.1016/S1003-6326(08)60039-4

18. Козлов А.Н. Кинетический анализ термохимической конверсии твердых топлив / А.Н. Козлов, Д.А. Свищев, Г.И. Худякова, А.Ф. Рыжков // Химия твердого топлива. 2017. № 4. С. 12–21. DOI: 10.7868/S0023117717040028

19. Braun R.L. Pyrolysis kinetics for lacustrine and marine source rocks by programmed micropyrolysis / R.L. Braun, A.K. Burnham, J.G. Reynolds, J.E. Clarkson // Energy Fuels. 1991. Vol. 5, no. 1. Pp. 192–204. DOI: 10.1021/ef00025a033

20. Иванова Л.В., Сафиева Р.З., Кошелев В.Н. ИК-спектроскопия в анализе нефти и нефтепродуктов // Вестник Башкирского университета. 2008. Т. 13, № 4. С. 869–874.

21. Тарасевич Б.Н. ИК спектры основных классов органических соединений: справочные материалы. М.: МГУ имени М.В. Ломоносова, 2012. 55 с.

22. Выхованец Е.П., Мосталыгина Л.В., Русаков Ю.С. Исследование эксплуатационных жидкостей автомобиля методом ИК-спектроскопии // Вестник Курганского государственного университета. Серия: Технические науки. 2013. № 29. С. 65–68.

References

1. Svishchev, G.P. (Ed.). (1994). Aviation: Encyclopedia. Moscow: Bolshaya rossiyskaya entsiklopediya, 736 p. (in Russian)

2. Konyaev, E.A., Nemchikov, M.L. (2008). Chemmotology of aviation oils and hydraulic fluids. Moscow: MGTU GA, 81 p. (in Russian)

3. Novikov, D.K., Fakleev, S.V. (2011). Supports and seals for aircraft engines and power plants: Tutorial. Samara: Izdatelstvo Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. S.P. Koroleva, 122 p. Available at: <http://repo.ssau.ru/handle/Uchebnye-posobiya/Opory-i-uplotneniya-aviacionnyh-dvigateli-i-energeticheskikh-ustanovok-Elektronnyi-resurs-elektron-ucheb-posobie-55052> (accessed: 11.01.2023). (in Russian)

4. Danilov, V.F., Litvinenko, A.N. (2013). Oils, lubricants and special fluids. Ela-

buga: Izdatelstvo filiala K(P)FU, 216 p. (in Russian)

5. Tryanov, A.E., Grishanov, O.A., Vinogradov, A.S. (2009). O about the thermal protection of the oil cavities for designing gas turbine engines. *Vestnik Samarskogo aerogostudarstvennogo kosmicheskogo universiteta im. akademika S.P. Koroleva*, no. 3-1 (19), pp. 318–328. (in Russian)

6. Tarasov, M.I., Kicha, G.P. (2023). Kinetics of motor oil aging in marine diesel engines under continuous and periodic refill to compensate loss. *Vestnik of Astrakhan State Technical University. Series: Marine Engineering and Technologies*, no. 1, pp. 7–14. DOI: 10.24143/2073-1574-2023-1-7-14 (in Russian)

7. Kissinger, H.E. (1957). Reaction kinetics in differential thermal analysis. *Analytical Chemistry*, vol. 29, no. 11, pp. 1702–1706. DOI: 10.1021/ac60131a045

8. Akahira, T., Sunose, T.T. (1971). Joint convention of four electrical institutes. *Research Report*, Chiba Institute of Technology, vol. 16, pp. 22–31.

9. Friedman, H. (1964). Kinetics of thermal degradation of char-forming plastics from thermogravimetry. Application to a phenolic plastic. *Journal of Polymer Science Part C: Polymer Symposia*, vol. 6, issue 1, pp. 183–195. DOI: 10.1002/polc.5070060121 (accessed: 11.01.2023).

10. Flynn, J.H., Wall, L.A. (1966). A quick, direct method for determination of activation energy from thermogravimetric data. *Polymer Letters*, vol. 4, pp. 323–328. DOI: 10.1002/pol.1966.110040504

11. Ozawa, T. (1965). A new method of analyzing thermogravimetric data. *Bulletin of the Chemical Society of Japan*, vol. 38, no. 11, pp. 1881–1886. DOI: 10.1246/bcsj.38.1881

12. Coats, A.W., Redfern, J.P. (1964). Kinetics parameters from thermogravimetric data. *Nature*, vol. 201, pp. 68–69. DOI: 10.1038/201068a0

13. Criado, J.V. (1978). Kinetic analysis of DTA data from master curves. *Thermochimica Acta*, vol. 24, no. 1, pp. 186–189.

14. Malko, M.V., Vasilevich, S.V., Mitrofanov, A.V., Mizonov, V.E. (2021). An inno-

vate method of thermogravimetric data analysis. *ChemChemTech*, vol. 64, no. 3, pp. 24–32. DOI: 10.6060/ivkkt.20216403.6348

15. Vyazovkin, S., Wight, Ch.A. (1999). Model-free and model-fitting approaches to kinetic analysis of isothermal and nonisothermal data. *Thermochimica Acta*, vol. 340–341, pp. 53–68. DOI: 10.1016/S0040-6031(99)00253-1

16. Han, Yu. (2014). Theoretical study of thermal analysis kinetics. A thesis Doctoral Dissertation. Lexington. Kentuki, USA, 91 p.

17. Ebrahimi-Kahrizsangi, R., Abbasi, M.H. (2008). Evaluation of reliability of Coats-Redfern method for kinetic analysis of non-isothermal TGA. *Transactions of Nonferrous Metals Society of China*, vol. 18, issue 1, pp. 217–221. DOI: 10.1016/S1003-6326(08)60039-4

18. Kozlov, A.N., Svishchev, D.A., Khudyakova, G.I., Ryzhkov, A.F. (2017). A kinetic analysis of the thermochemical conversion of solid fuels (a review). *Solid Fuel Chemistry*,

vol. 51, no. 4, pp. 205–213. DOI: 10.3103/S0361521917040061 (in Russian)

19. Braun, R.L., Burnham, A.K., Reynolds, J.G., Clarkson, J.E. (1991). Pyrolysis kinetics for lacustrine and marine source rocks by programmed micropyrolysis. *Energy Fuels*, vol. 5, no. 1, pp. 192–204. DOI: 10.1021/ef00025a033

20. Ivanova, L.V., Safieva, R.Z., Koshchelev, V.N. (2008). IR spectrometry in the analysis of oil and oil products. *Vestnik Bashkirskogo universiteta*, vol. 13, no. 4, pp. 869–874. (in Russian)

21. Tarasevich, B.N. (2012). IR spectra of the main classes of organic compounds: reference materials. Moscow: MGU imeni M.V. Lomonosova, 55 p. (in Russian)

22. Vykhovanets, E.P., Mostalygina, L.V., Rusakov, Yu.S. (2013). Study fluids car IR spectroscopy. *Vestnik Kurganskogo Gosudarstvennogo Universiteta. Seriya: Tekhnicheskiye Nauki*, no. 29, pp. 65–68. (in Russian)

Сведения об авторах

Шапорова Елена Анатольевна, кандидат химических наук, заведующая аспирантурой учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», elena.telushenko@gmail.com.

Василевич Сергей Владимирович, кандидат технических наук, доцент, ведущий научный сотрудник научно-технического отдела учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», svasilevich@yandex.by.

Стойко Сергей Олегович, научный сотрудник научно-технического отдела учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», sergey_14_95@mail.ru.

Щур Вероника Владимировна, научный сотрудник государственного научного учреждения «Институт биоорганической химии Национальной академии наук Беларуси», shchur931@gmail.com.

Information about the authors

Elena A. Shapороva, Candidate of Chemical Sciences, the Head of the Postgraduate Study Department, Educational Institution "Belarusian State Aviation Academy", elena.telushenko@gmail.com.

Sergey V. Vasilevich, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Leading Researcher of the Scientific and Technical Department, Educational Institution "Belarusian State Aviation Academy", svasilevich@yandex.by.

Sergey O. Stoiko, Researcher of the Scientific and Technical Department, Educational Institution "Belarusian State Aviation Academy", sergey_14_95@mail.ru.

Veronika V. Shchur, Researcher of the State Scientific Institution "Institute of Bioorganic Chemistry of the Belarusian National Academy of Sciences", shchur931@gmail.com.

Поступила в редакцию	10.03.2023	Received	10.03.2023
Одобрена после рецензирования	24.04.2023	Approved after reviewing	24.04.2023
Принята в печать	21.09.2023	Accepted for publication	21.09.2023

МАШИНОСТРОЕНИЕ

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

УДК 681.3.069:681.3.015
DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-5-81-95

Application of the method of insignificant divergencies to diagnose the technical aircraft gas turbine engine state under the transient-state conditions of its operation

O.F. Mashoshin¹, I.G. Kharmats¹

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

Abstract: The article deals with issues related to the use of parametric information of the transient-state gas turbine engines (GTE) operation conditions for diagnosing their technical condition during the operation. A review of general approaches to computational algorithms for the recognition and classification of the condition applicable to aircraft GTE has been carried out. The significance of analytical models in modern algorithms for assessing the technical GTE condition is emphasized. The construction of a linearized mathematical model for the transient-state condition of the generalized-scheme aircraft GTE operation has been considered. It represents a system of equations analytically combining the relative parameter divergences measured during the engine operation with the relative divergences of unmeasured thermogasdynamic parameters and geometric gas-air flow duct parameters allowing for the technical condition of gas-air channel elements to be classified. A method for constructing mathematical and diagnostic engine models, using the transient response data, has been formulated. The capability of employing a method of insignificant divergences, used to build linear (linearized) mathematical and diagnostic GTE models for the steady-state conditions of its operation, has been demonstrated as well. It is shown that, despite the structural similarity of linear models of the steady and transient-state processes, diagnostics by means of the stated above processes is based on completely different principles – under the steady-state condition, the classification of a technical condition is determined by the variation in the value of the group of controlled responses, and under the transient-state condition, this operation is based on correlating the change in the transient-state behavior. To ensure the versatility of employing proposed methods regarding various GTE designs installed on modern civil aircraft, a generalized-design aircraft GTE model – a three-shaft bypass turbojet engine with mixing flows in a common jet nozzle, has been considered.

Key words: transient-state conditions, diagnostics, analytical models, aircraft gas turbine engines, classification of conditions.

For citation: Mashoshin, O.F., Kharmats, I.G. (2023). Application of the method of insignificant divergences to diagnose the technical aircraft gas turbine engine state under the transient-state conditions of its operation. Civil Aviation High Technologies, vol. 26, no. 5, pp. 81–95. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-5-81-95

Применение метода малых отклонений для диагностирования технического состояния авиационного газотурбинного двигателя на переходных режимах его работы

О.Ф. Машошин¹, И.Г. Хармац¹

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

Аннотация: В статье рассмотрены вопросы, связанные с использованием параметрической информации переходных режимов работы газотурбинных двигателей (ГТД) для диагностирования их технического состояния в процессе эксплуатации. Проведен обзор общих подходов к вычислительным алгоритмам распознавания и классификации состояний применительно к авиационным ГТД. Показано место аналитических моделей в современных алгоритмах оценки технического состояния авиационных ГТД. Рассмотрено построение линеаризованной математической модели переходного режима работы авиационного ГТД обобщенной схемы – системы уравнений, аналитически связывающих относительные отклонения параметров, измеряемых в процессе работы двигателя, с относительными отклонениями неизмеряемых термогазодинамических параметров и геометрических параметров газовой воздушного тракта, позволяющих классифицировать техническое состояние элементов проточной части газотурбинного двигателя. Сформулирован метод построения математической и диагностической моделей двигателя с использованием характеристик переходного процесса, а также показана возможность применения метода малых отклонений, используемого для построения линейных (линеаризованных) математических и диагностических моделей ГТД для стационарных режимов его работы. Показано, что, несмотря на структурное сходство линейных моделей установившегося и переходного процессов, диагностирование с их помощью базируется на совершенно разных принципах – на установившемся режиме классификация технического состояния определяется по изменению величины группы контролируемых откликов, а на переходном режиме эта операция основывается на сопоставлении изменения характера протекания переходного процесса. Для обеспечения универсальности применения предложенных методов к различным схемам ГТД, устанавливаемых на современных самолетах гражданской авиации, рассмотрена модель обобщенной схемы авиационного газотурбинного двигателя – трехвального двухконтурного турбореактивного двигателя со смешением потоков в общем реактивном сопле.

Ключевые слова: переходные режимы, диагностирование, аналитические модели, авиационные газотурбинные двигатели, классификация состояний.

Для цитирования: Машошин О.Ф., Хармац И.Г. Применение метода малых отклонений для диагностирования технического состояния авиационного газотурбинного двигателя на переходных режимах его работы // Научный Вестник МГТУ ГА. 2023. Т. 26, № 5. С. 81–95. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-5-81-95

Introduction

With the increase in the operating time, the engine performance varies not merely under steady but also under the transient-state conditions of its operation. As the practice shows, a dynamic-response factor possesses high sensitivity to the varying of basic condition (factors) parameters of an object under study. Since up-to-date facilities to measure parameters allow for monitored parameters to be recorded multiple times within a short span of time and for the dynamics of their variation to be assessed, this makes it possible to utilize them to diagnose and predict the technical aircraft GTE condition.

For example, pressure, temperature, pressure-to-temperature ratio, flow velocity, oil and fuel consumption, flow areas of air-gas channel sections, thrust as well as the rotor speed are referred to the thermogasdynamic GTE parameters.

Time series of monitored parameters are used in various methods of the object (image) condition identification based on the mathematical object behavior description: analytical methods, statistical methods (including Bayesian hierarchical modeling [1, 2]), modeling methods based on the similarity (SBM) [3], machine learning methods (ML, Deep ML) [4–8], etc. Diagnosing the technical GTE condition, using the methods of mathematical modeling, lies in the solution to the problem of recognizing the EGT image

(condition) (classification), i.e., selecting a single variant of condition in the hierarchy (tree) of pre-determined possible GTE conditions. In many cases, a solution to the classification problem is supplemented by the calculation of the selected condition probability [9] and the limited parameter set, characterizing an ultimate limit state (for example, residual RUL life or synthetic divergence parameters from an object state classified as “normal”).

In terms of calculations, the classification problem can be rationally solved based on:

- one-stage calculation – a result (the most probable object state) is defined during a single calculation cycle;
- two-stage calculation – the binary classification (the normal/abnormal state) is carried out in the first phase. In the second phase, the search for the most probable condition in the tree of abnormal states is executed provided that the result of the first calculation phase equals “the abnormal state”;
- iterative calculation – the selection of a subset for variants of a solution, derived in the branch of the classification tree from the result of $(i - 1)^{\text{th}}$ calculation phase is the result of i -th calculation phase. Iterations are completed while reaching the tree “leaf” or null decisions (for example, statistically imperceptible values for the probabilities of decisive subsets).

In modern GTE diagnosis algorithms, two-stage or iterative calculations are generally applied which allow for various mathematical models of an object, including analytical models, to be used at different stages of calculation.

The analytical GTE models are built on the functional dependencies of thermogasdynamic parameters derived from theoretical explorations [10, 11] and practical research of the thermodynamics and heat transfer processes. In the context of diagnostics terms, monitored parameters are attributed to signs, but parameters, classifying the GTE condition, are attributed to factors. Thus, thrust R , fuel consumption G_T , turbine inlet temperature T^*_T or turbine exhaust temperature T^*_H , parameters of the working substance along a duct as well as some parameters of fuel and oil systems can be referred to the engine condition signs. Burnouts of turbine air-

foils, flame tube of combustions, deformation of the flow section elements, etc. can serve as the examples of possible conditions.

The solution (classification of a state) is carried out by critical divergences of thermogasdynamic parameters. For example, the variation of turbine exhaust temperature is compared with a reference model. The reference model is built according to technical engine data. Temperature is monitored at a takeoff mode to which the reference turbine exhaust temperature complies with. In some cases, temperature T_T as well as parameters T_H and P_H are used to calculate engine thrust, and it is compared with the thrust which should be generated under the conditions.

Specific capabilities are embedded in the diagnostic parameter “fuel consumption”. The experience shows that the damage to the GTE air-gas channel increases fuel consumption by 120...150 kg/h with the simultaneous variation of other thermodynamic parameters. Fuel consumption performance is well indicative of the technical condition of combustion chambers and turbine nozzles. However, to be based on the experience, the precise metering of consumption is hindered by errors of flow meters resulted from the necessity to take into consideration kerosene-based aviation fuel density at various temperatures.

Under certain conditions, GTE condition diagnostics can be also carried out by the pressure upstream the nozzles p_T , but, in this case, measurement errors can be critical.

In order to ensure a reliable GTE condition classification by means of analytical models based on the results of gauged thermogasdynamic parameters, it is feasible to conduct the primary processing of time series. In addition to the standard processing (deleting bad-values, smoothing, recovery of missing values, etc.), parameter values should be brought to standard conditions and deterministic engine operation modes.

The results of research in the domain of GTE diagnostics by thermogasdynamic parameters allowed us to specify that the most sensitive and informational factor of the engine air-gas channel condition is adiabatic turbine efficiency η_T . Obviously, it is impractical to measure η_T . How-

ever, it can be expressed by rotor speed, extent of pressure ratio π_K and turbine inlet temperature T_T . This dependence will be empirical and specific referring to a particular engine.

A known dynamic analytical engine model is also proposed to diagnose. In this case, average integral values of monitored parameters over a definite span of time of load run-up and reset are used as a response.

Methods of the GTE performance calculation under the transient-state (not steady) conditions are considered in many theoretical explorations, applied research [12–15] and others. In this respect, investigations of the dynamic diagnostic GTE gas turbine model are given in [16].

Goal and objectives of research

The goal is the theoretical substantiation and investigation of capabilities for the use of thermogasdynamic parameters of the GTE operation recorded under some transient-state condition of its operation for the efficient technical diagnostics of major gas generator assemblies. Obtained models (besides compulsory requirements imposed towards similar models) must be simple, as far as feasible, to allow for a great array of monitored data to be efficiently processed for the purpose of obtaining practically significant results.

The goals of research were as follows:

- an assessment of a principal capability to apply, for the transient-steady GTE condition, approaches and models used for the steady-state conditions;
- a construction of a linearized mathematical model of the transient GTE operation condition for the subsequent assessment of its technical condition using appropriate diagnostic models;
- an assessment of limitations and assumptions encompassing a practical field for the application of constructed models.

Methods and materials of research

While conducting the research, the methods of mathematical modeling of thermogasdynamic processes, linearization methods of second-kind

and greater model equations, methods of statistical processing of parameter arrays and the comparative assessment with modeling results.

As a starting point of research, a linear (linearized) mathematical model (MM), determining relationships among insignificant divergences of engine thermogasdynamic parameters, is under consideration. To be based on such a model, diagnostic GTE models are constructed, at the same time, a problem of determining variations of a series of parameters during the operation, which characterize its technical condition by the change of a specific group of its monitored parameters (factors), is solved. In order to calculate a diagnostic model of the given type, a method of parallel matrices, stated in [17], is employed. As a result, its solution is classified into the group of decisions of redundant subsystems of equations based on the same general MM. The derived diagnostic matrices are analyzed line by line on the limits of errors. Equations (lines) with high values of computed errors are excluded from the further analysis. The total calculation result represents an aggregate of parameter divergences according to which the technical engine condition is classified.

Insignificant divergences of argument parameters, involved in forming diagnostic models, are defined by comparing the results of their measurement at various time points using the same elements of measuring chains. Thus, the diagnosis accuracy by means of a diagnostic model is defined not only by an error of measurement but their frequency. The 1% error in the value of the relative divergence amounts barely a small portion of error percentage in the absolute parameter value.

The requirements concerning the scope of diagnosis outline the minimally required number of diagnostic sub-models (levels) under which an assigned degree of defect isolation will be reached. Notably, where appropriate, a list of structure-used sub-models of factors can be expanded not only by the calculation of an original linear MM, using additional equations, but also by means of a logical transfer to linear diagnostic models [18] not directly associated with the original linear MM.

It should be pointed out to the fact that the diagnostic models under consideration are poor-

ly suited for the binary classification problems (normal/abnormal state) but can be applied in the two-stage or multi-stage diagnostic algorithms in phases of investigating individual tree branches of the condition classification.

Usage of the transient-state conditions models, obtained for the steady-state GTE operation conditions

While calculating the transient-state conditions, it is common practice to assume a quasi-steady state of the operation process, i.e., it is supposed that for the mathematical description of conditions, the most of relationships, used for the calculation of the steady-state (design) GTE operation condition, are applicable. Merely, the equations of power balance for the turbine and compressor located on the same shaft, in which, it is essential to take into consideration the time-variation of kinetic energy of spinning rotary masses, are subjected to significant variations.

One of the main engine performance figures is the power response which is determined by minimum time required for the transition from the idle mode for the maximum thrust mode, i.e., by the time of acceleration t_{PA3I} from n_{MI} to n_{B3I} , as well as by the time of reverse transition from n_{B3I} to n_{MI} – by the time of rotation speed reduction t_{CB} .

Thus, let us assume that:

- equations of continuity, consumption and its corollaries remain true for the transient response data;

- balance of rotor power under the transient GTE operation condition is defined in conformity with the formula

$$N_T - \frac{N_K}{\eta_M} = \frac{dE}{dt}, \quad (1)$$

where

$$E = \frac{I\omega^2}{2}, \quad (2)$$

E is rotor kinetic energy; I is the moment of rotor inertia relatively the spinning axis; ω is an angle speed of rotor spinning.

Power can be defined according to the formula

$$N = LG = M\omega. \quad (3)$$

Here L is operation; G is second consumption of working substance; M is torque. It follows from the equation (1):

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{I\omega^2}{2} \right) = G_B \left(\frac{1}{m} L_T - L_K \right). \quad (4)$$

Here $m = \frac{G_B}{G_K}$ is the air-to-gas ratio. Suppo-

sing that under the reset condition $\frac{1}{m_0} L_{T0} = L_{K0}$,

it can be written in the form:

$$G_B \left(\frac{1}{m} L_T - L_K \right) = G_B \left[\left(\frac{1}{m} L_T - L_{T0} \right) - (L_K - L_{K0}) \right] = G_B L_{K0} \left[\delta \left(\frac{1}{m} L_T \right) - \delta L_K \right].$$

If to assume that under the short-term transient condition, the value m varies insignificantly, then $\delta \left(\frac{1}{m} L_T \right) \approx \delta L_T$. The latest expression will be as follows:

$$G_B \left(\frac{1}{m} L_T - L_K \right) = G_B L_{K0} [\delta L_T - \delta L_K] = I\omega \frac{d\omega}{dt}. \quad (5)$$

As

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{d}{dt} (\omega - \omega_0) = \omega_0 \frac{d}{dt} (\delta\omega) = \omega_0 (\delta\omega)' = \omega_0 (\delta n)',$$

then (5) will be provided as follows:

$$\frac{G_B L_{K0}}{I \omega^2} (\delta L_T - \delta L_K) = (d\omega)' = (dn)' = S (\delta L_T - \delta L_K). \quad (6)$$

Here S is the constant defined at the datum point of the transient-state condition.

$$S = \left(\frac{G_B L_K}{I_Z \omega^2} \right)_0. \quad (7)$$

The value S characterizes the ratio between the compressor power and kinetic energy of rotor spinning under the original steady-state condition.

Rotor acceleration at an assigned rotation frequency is defined by the value of fuel supply excess ΔG_T . In real processes, fuel supply excess is conducted considering a series of limitations.

Under the steady-state condition, maximum turbine inlet temperature T_{Tmax} is reached at the maximum rotation speed n_{max} . During the acceleration, under $n < n_{max}$, a short-term temperature overhear T_T above the maximum value by $50...120^\circ$ is allowed. When there are no other limitations, fuel supply can be increased by $1.5...2$ times at acceleration modes. Temperature T_T increase during acceleration due to the effect of heat throttling causes the parameter $\frac{\pi_R}{q(\lambda_B)}$

increase which is identical to the ratio $\frac{\pi_K}{G_B}$ increase. The given circumstance results in to the fact that at the same rotation speed, a point of combined turbine-compressor operation shifts while accelerating towards the boundary of its steady operation. As a rule, under small and average values n , possible excesses of fuel supply are limited by the compressor stability, and under large values n are limited by temperature T_T . The rotation speed n and, in particular, thrust P vary insignificantly at the beginning of acceleration and increase abruptly at the end.

The rotor speed is reset by reducing the fuel supply. In this case, the turbine power becomes less than the power consumed by the compressor, and the rotor receives negative acceleration. The main factor limiting the reduction in fuel

supply when the rotation speed is reset is the limit of stable combustion chamber operation.

The specific features of the unsteady processes in a two-shaft GTE are associated with the fact that when the power balance on the turbocompressor shaft is disturbed, the high- and low-pressure rotor speed generally varies at different speeds, and the slip value $C = n_2 / n_1$, during the transient-state process, may differ substantially from its value both in the initial and final modes.

Thus, in a two-shaft turbojet engine (TJE), as the rotation speed decreases, the rotor slip increases, which is caused by variations of the angles of attack in the compressor spools, as well as by the nature of the redistribution of pressure differential between compressor spools. The same patterns of gas-dynamic relationships develop in these engines under the transient-state conditions.

However, during the acceleration process, the rotor slip increases, and during the reset process, it decreases compared to the steady-state conditions. This difference makes alterations to the nature of the position of the joint turbine-compressor operation line on the low-pressure compressor (LPC) characteristic.

During acceleration, the rotation speed n_2 increases faster than n_1 . This reduces LPC throttling; the line of joint operating modes shifts to the right into the area of excessive air flow rates. When the rotation speed is reset, the increase in slip slows down and the high-pressure compressor (HPC) begins to throttle the LPC, which leads to a shift in the line of joint operating modes towards the boundary of stable operation.

The appearance of the curves, characterizing the joint turbine-compressor operation on the HPC characteristic, is similar to the appearance of these curves for a single-shaft TJE.

Two-shaft bypass turbojet engines retain the same features of the transient-state process as two-shaft TJE. The only difference is that the divergence of the line of operating modes on the fan characteristic from the line of the steady-

state conditions turns out to be less than that of a TJE; whereby, the greater the bypass ratio, the smaller the divergence. This issue is explained by the fact that the air flow through the fan is determined not only by the air flow through the HPC, but also by the flow through the external circuit, which insignificantly depends on the rotor sliding.

For the transient-state conditions caused by a slight variation of parameters compared to their values under the original steady-state condition, it is permissible to solve the problem under consideration in a linear formulation.

Assume that the power balance on the rotor shaft is disrupted as a result of some finite increment in fuel consumption δG_T . This will cause an increase in n , T_T , π_K and other parameters, which will lead to a variation of L_T and L_K in accordance with the equations for the turbine-compressor operation in the initial mode [19] (hereinafter, for simplicity of calculations, formulas for a single-shaft engine are used):

$$\delta L_T = \delta T_T + K_3 \delta \pi_T + \delta \eta_T, \quad (8)$$

$$\delta L_K = K_n \delta n + K_L \delta \pi_K - \delta \eta_K, \quad (9)$$

where K are the corresponding base coefficients. Taking into account (8) and (9), equation (6) will take the following form¹:

$$(\delta n)' = S(\delta T_T - K_3 \delta \pi_T - K_n \delta n - K_L \delta \pi_K). \quad (10)$$

In the unsteady process under consideration, we also neglect the variation of gas mass in the engine air-gas channel volume ($\delta G_B = \delta G_T = \text{const}$). The compressor characteristics are assumed unchanged.

where

$$K_X = \frac{1}{2(1 - K_{10})K_5 - (K_5 - 1)K_2K_L + K_{10}},$$

$$K_Y = \frac{(K_5 - 1)K_2K_n + K_m(2K_5 - 1)}{2(1 - K_{10})K_5 - (K_5 - 1)K_2K_L + K_{10}} = K_X [(K_5 - 1)K_2K_n + K_m(2K_5 - 1)],$$

The continuity equations after simple transformations can be represented as follows:

$$(1 - K_{10})\delta \pi_K - K_m \delta n = 0.5 \delta T_T, \quad (11)$$

$$(1 - 0.5 K_3K_4 + K_6)\delta \pi_T = K_6 \delta \pi_K. \quad (12)$$

Since power imbalance is caused by the variation of fuel consumption, we use an equation that relates δG_T to other parameter variations. In this case, as already mentioned above, we neglect the combustion efficiency η_T variation, the lag in heat generation with a sharp increase in fuel consumption, as well as the heat accumulation by the air-gas channel parts. According to the equation of energy conservation in the combustion chamber, let us write down:

$$\delta G_T = \delta G_B + K_5 \delta T_T - (K_5 - 1) \delta T_K. \quad (13)$$

As equations that close the system, we use the expressions for air flow and temperature at the compressor outlet:

$$\delta G_B = K_m \delta n + K_{10} \delta \pi_K, \quad (14)$$

$$T_K = K_2K_n \delta n + K_2K_L \delta \pi_K. \quad (15)$$

The system of equations (11)–(15) allows us to determine all the main engine parameters through δn and δG_T .

So, for example, it can be shown that:

$$\delta \pi_K = K_X \delta G_T + K_Y \delta n, \quad (16)$$

$$\delta T_T = K_a \delta G_T - K_b \delta n, \quad (17)$$

$$\delta \pi_T = K_6 K_Z (K_X \delta G_T + K_Y \delta n), \quad (18)$$

¹ We assume that for the transient-state condition $\delta \eta_T = \delta \eta_K = 0$.

$$K_a = \frac{1}{K_5} + \frac{(K_5 - 1)K_2K_L + K_{10}}{2(1 - K_{10})K_5 - (K_5 - 1)K_2K_L + K_{10}} = 2K_X(1 - K_{10}),$$

$$K_b = \frac{1}{K_5} \left[((1 - K_5)K_2K_n + K_{10})K_Y - (K_5 - 1)K_2K_n + K_m \right] = 2(K_m - K_X(1 - K_{10})),$$

$$K_Z = \frac{1}{1 - 0.5K_3K_4 + K_6}.$$

Let us introduce an expression that establishes the relationship between the specified parameters (for example, using a fuel supply controller) in the form of a linear function:

$$(\delta n)' + a\delta n = b\delta G_T, \quad (19)$$

where a and b are constant coefficients:

$$a = M[K_b - K_Y(K_3K_6K_Z - K_L) + K_n],$$

$$b = M[K_a + K_X(K_3K_6K_Z - K_L)].$$

The general solution of the linear differential equation (19) takes the form:

$$\delta n = e^{-at} \left[\int b\delta G_T e^{at} dt + const \right]. \quad (20)$$

If the increment in fuel supply δG_T (compared to fuel consumption in the original mode) is instantaneous and remains constant at the time of the entire transient-state process, then from (20) it follows that:

$$\delta n = \frac{b}{a} \delta G_T + const \cdot e^{-at}. \quad (21)$$

The integration constant is determined from the initial conditions. At $t = 0$ we have $\delta n = 0$. Accordingly

$$const = -\frac{b}{a} \delta G_T$$

and

$$\delta n = \frac{b}{a} (1 - e^{-at}) \delta G_T. \quad (22)$$

Formula (19) determines the law of change in rotation speed in duration of the transient-state condition caused by the fuel consumption variation by the value δG_T . By specifying different values of time t , you can determine the corresponding value δn , and then, substituting it into the resulting expressions (11)–(15), find the value of the required parameters at any moment of the transient-state process. From (22) it follows that at $t \rightarrow \infty$:

$$\delta n = \frac{b}{a} \delta G_T. \quad (23)$$

This rotation speed value n characterizes the new final engine condition, which will be established as a result of the fuel consumption variation.

In the case when the initial disturbance is not instantaneous, but changes under the transient-state condition depending on any thermogasdynamic parameter or time variation, coefficient b in equation (19) will be a variable value and the solution will take a more complex form.

Solutions can be obtained similarly if the imbalance of power on the shaft is caused by other factors, for example, a rapid change in the jet nozzle area δF_C or in the combustion mode in the afterburner.

To determine the behavior of a parameter variation in a two-shaft GTE during the transient-state condition caused by an imbalance of power on each compressor shaft, one should use the system of equations written for a two-shaft GTE and the general principles for calculating unsteady modes outlined above.

After a series of transformations similar to those carried out when composing a mathemati-

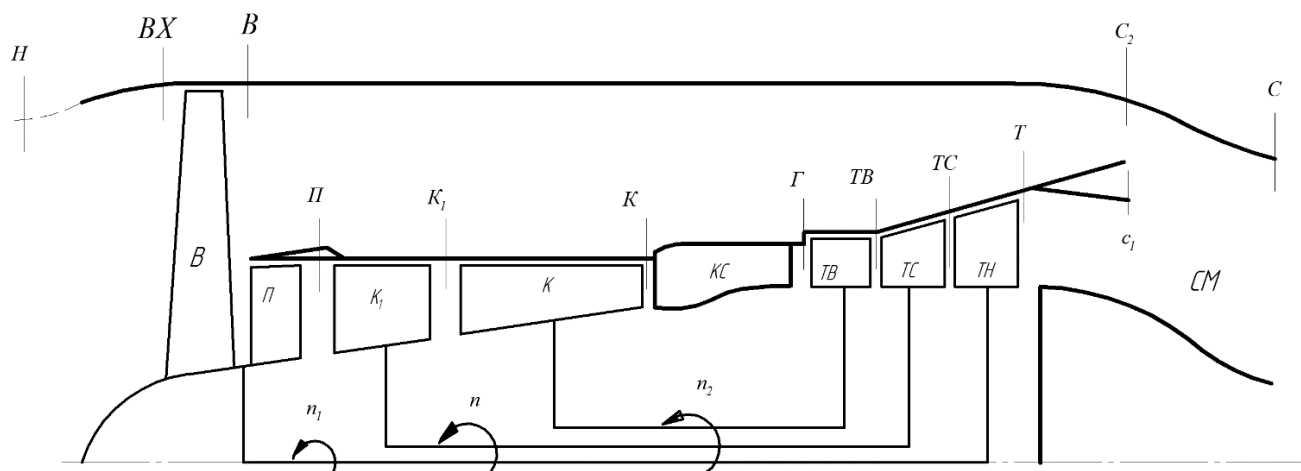


Fig. 1. Schematic diagram of a three-shaft gas turbine engine

cal model of a single-shaft engine, instead of (10), we obtain a system of two ordinary linear inhomogeneous differential equations of the first kind of the form:

$$\begin{cases} (\delta n_1)' + P_1 \delta n_1 + Q_1 \delta n_2 = N_1 \delta G_T; \\ (\delta n_2)' + P_2 \delta n_1 + Q_2 \delta n_2 = N_2 \delta G_T, \end{cases} \quad (24)$$

where P, Q, N are numerical coefficients.

An example of the construction and calculation of a linear mathematical model of the transient-state condition for a two-shaft PS-90A-type GTE is considered in detail in [19].

As a result of integrating system (24), the dependences of the turbocompressor rotation speed on the time and the change in fuel supply are determined:

$$\delta n_1 = f_1(t, \delta G_T); \quad \delta n_2 = f_2(t, \delta G_T).$$

Using the linearized equations of the two-shaft GTE processes as obtained for its transient-state condition of its operation, from the values δn_1 and δn_2 , if applicable, as before for a single-shaft one, to determine the laws of variation of all other necessary characteristics.

It should be noted that, within the meaning of the presented solution, the end effects retain the basic properties of linear equations, i.e., the proportional variation of the increments of all parameters at any moment of the transient-state

process depending on the magnitude of the disturbance (for example, from δG_T). The joint influence of several disturbances is determined by the summation of partial parameter increments.

Modeling of the transient-steady processes of a generalized schematic diagram engine

We will consider the transient-state process that is caused by an insignificant parameter variation compared to their value in some original mode. To ensure the versatility of the approach to constructing a mathematical model, we will consider a generalized aircraft GTE schematic diagram. A mathematical model (MM) has been compiled for a three-shaft by-pass TJE with flow mixing in a common jet nozzle (fig. 1), since most engines in use in civil aviation are its particular variants and can be obtained by excluding some elements from it.

The construction of such a MM is practical on the basis of the universal linear GTE MM given in [20]. To do this, adjustments should be made to it related to the dynamic nature of the processes under consideration.

First of all, as shown earlier, it is necessary to take into account the power imbalance on the shafts of low, medium and high pressure turbo-compressors by introducing additive components $S_1(dn_1)'$, $S(dn)'$, and $S_2(dn_2)'$ on the right side of the corresponding power balance equations.

Here

$$(\delta n_1)' = \frac{d(\delta n_1)}{dt}, \quad (25)$$

$$(\delta n)' = \frac{d(\delta n)}{dt}, \quad (26)$$

$$(\delta n_2)' = \frac{d(\delta n_2)}{dt} \quad (27)$$

are accelerations of the rotational motion of the low, medium, and high-pressure rotor, respectively, and the constant

$$S_1 = \left(\frac{30}{\pi}\right)^2 \frac{G_{B0} L_{B0}}{I_1 n_{10}^2}, \quad (28)$$

$$S = \left(\frac{30}{\pi}\right)^2 \frac{G_{K10} L_{K10}}{I_n^2}, \quad (29)$$

$$S_2 = \left(\frac{30}{\pi}\right)^2 \frac{G_{K0} L_{K0}}{I_2 n_{20}^2} \quad (30)$$

characterize the relationship between power and kinetic energy of rotation of the corresponding rotor.

The expressions for S_1 , S and S_2 comprise the inertia moments I_1 , I and I_2 of the low, medium, and high pressure turbocompressors.

Further neglect the working substance mass variation, combustion efficiency, lag in heat generation and its accumulation by engine parts (we assume that the engine is warmed up). Otherwise, the system of equations developed for the steady-state condition remains unchanged.

Some information about the original system of equations is given in [15, 20, 21].

This system of equations establishes a connection between parameters characterizing the engine (factors) condition, the condition (responses) characters and operating parameters.

The MM comprises 53 linear equations and 91 variables. As independent MM variables we take all the areas of the flow sections (F_{TB} , F_{TC} , F_{TH} , F_{C1} , F_{C2} , F_C), tightness coefficients (q_1 , q_2 ,

q_{ox} , q_{ϕ}), efficiencies of the main components (η_B , η_{II} , η_{K1} , η_K , η_{Γ} , η_{TB} , η_{TC} , η_{TH} , η_{M1} , η_M , η_{M2}), as well as total pressure conservation coefficients (σ_{BX} , σ_{KC} , σ_{TB} , σ_{TC} , σ_{TH} , σ_{C1} , σ_{C2} , σ_2 , σ_{CM} , σ_C). Generally, the subscripts correspond to the sections shown in Figure 1.

Furthermore, there are independent operating parameters: rotor speeds n_1 , n , n_2 , fuel consumption G_T (or time t), flight Mach number, as well as environmental parameters: P_H and T_H . Since there are $m = 38$ independent variables, the number of unknowns is equal to the number of equations ($n = 53$), and, accordingly, the above system is defined.

It should be noted that the stated universal linear MM comprises the most common list of thermogasdynamic parameters and standard formulas for bringing the parameters for the standard atmospheric conditions. If applicable to introduce additional parameters, control laws, formulas for given parameters, etc. for a specific type of gas turbine engine, additional equations may be included into the linear MM.

The main operations for calculating and analyzing diagnostic parallel matrices for the steady-state GTE operation conditions are described in [20, 22, 23].

Research results

Computational studies show that methods for calculating and analyzing diagnostic parallel matrices for the steady-state conditions are also suitable for calculating diagnostic models of the transient GTE operation conditions. At the same time, despite the external MM similarity of the steady and transient-state processes, diagnosing with their help is based on completely different principles. Under the steady-state condition, variations of the technical condition are determined by the variation of the value of the group of controlled responses, while under the transient-state condition, this operation is based on a comparison of changes in the transient behavior.

It should be noted that this circumstance allows the joint use of both models, which in this case, complement each other, thus, significantly expanding the diagnostic capabilities.

So, for example, after determining $\delta\eta_B$, $\delta\eta_K$, $\delta\eta_{TB}$, $\delta\eta_{TH}$, $\delta\eta_\Gamma$ and δq under the steady-state condition, you can take their values as a first approximation, then substituting them into the MM of the transient-state process. This makes it possible to use it to calculate changes in a group of other factors, for example, $\delta\sigma_{KC}$, δF_{TB} and δF_{TH} . The first factor, along with $\delta\eta_\Gamma$, characterizes the combustion chamber condition, its operation efficiency, and records the appearance of burnout, while an increase in δF_{TB} or δF_{TH} may indicate burnout of one of the turbine nozzles. By substituting the obtained values of $\delta\sigma_{KC}$, δF_{TB} and δF_{TH} into the diagnostic model of the steady process, it is possible to determine $\delta\eta_B$, $\delta\eta_K$, $\delta\eta_{TB}$, $\delta\eta_{TH}$, $\delta\eta_\Gamma$ и δq in the second approximation. Iterations should be repeated until the difference in the results of the i^{th} and $(i+1)^{\text{st}}$ approximations satisfies the specified requirements for calculation accuracy [13].

If you do not expand the range of diagnosed parameters, you can increase the accuracy of their determination by increasing the number of independent calculation formulas.

To perform a comparative analysis of changing controlled parameters of the transient-state process, you can use their average integral values for a selected control period of time. From the resulting mathematical model, it is not difficult to obtain the corresponding calculation formulas.

A higher quality processing of the results of calculating diagnostic matrices for the transient-state operation conditions can be carried out taking into account the assumption of equal probabilities of damage to the GTE gas-air channel. Accordingly, when constructing adequate multi-system diagnostic models, there is a need to take into account the probabilities of occurrence of various gas-air channel malfunctions and their possible combinations in relation to a specific GTE type.

To take into account the operational GTE features when assessing its technical condition, the method of constructing multi-system diagnostic GTE models is employed, using elements of centralist hierarchical structures [20]. The essence of the method is to localize GTE defects

through sequential optimization of a set of factors used in the linear diagnostic models. The process of selecting factors (optimization) is reduced to constructing several levels of the linear diagnostic models, at each of which the following procedures are performed:

1) calculation of the linear diagnostic model of the i^{th} level;

2) analysis of the reliability of the results of calculating factor divergences using the i^{th} level model, analysis of the significance of the resulting deviations for each factor;

3) checking whether the boundary conditions have been achieved (if the result is positive, the optimization process is completed);

4) modification of the current set of factors by:

- excluding factors with zero (insignificant) deviations from the model;
- determining the “leading” factors (factors with maximum divergences) and introducing additional factors into the model that characterize the same node as the “leading” factors;
- construction of a new set of factors, alternative to that calculated in the i^{th} model;

5) construction of a linear diagnostic model of the $(i + 1)^{\text{th}}$ level.

The significance of the j^{th} factor of the current model is determined both by its absolute value (absolute significance) and by the relatively obtained divergences of other factors (relative significance). When analyzing the resulting divergences, in most cases the relative importance of the factor should be considered priority.

Discussion of results

The completed studies provide a theoretical basis for the development and substantiation of practical methods and algorithms for diagnosing the technical condition of the GTE gas generator elements based on the values of thermodynamic parameters (responses) recorded directly during the GTE operation. The use of such methods will increase the validity of assessing the technical condition (if the methods are employed in con-

junction with other methods for diagnosing the condition of the flow part), as well as increase the efficiency of obtaining an assessment of the aircraft GTE condition under operational conditions.

Conclusion

Modern algorithms for assessing the technical GTE condition and early detection of faults use various methods and models of dependencies between the measured GTE parameters and the conditions classified by the algorithms. In order to achieve a reliable classification of the GTE condition by analytical models based on the results of measured thermogasdynamic parameters, it is necessary to carry out primary processing of time series. After standard processing, the values of the series are reduced to standard atmosphere conditions and deterministic engine operating modes.

Deterministic models for diagnosing aircraft GTE can be expressed through a system of equations for the engine condition, the solution of which makes it possible to assign the technical GTE condition under study to one or more classification elements in the state tree. Linear (linearized) diagnostic equations are a finite set of expressions constructed for the increment of air flow, turbine inlet temperature, specific flow and other thermogasdynamic parameters. The right side of these equations contains the parameter divergences, which are determined by comparing the current values with the reference values.

The number of diagnostic equations is determined by the classes of possible GTE conditions, as well as the nomenclature, frequency, and error of the measured parameters. Recently, for the GTE diagnosis, it has been proposed to use complex parameters that, in an analytical form, connect several parameters with each other and, thereby, most fully characterize the operating procedure occurring in the engine.

It should be noted that the universal linear MM specified in the article contains the most common list of thermogasdynamic parameters and standard formulas for reducing the parameters to the standard atmospheric conditions. If it is

necessary to introduce additional parameters, control laws, formulas for reducing the parameters, etc. for a specific type of aircraft GTE, additional equations may be included in the linear MM.

As a result of the research, a method for constructing mathematical and diagnostic models of an aircraft engine, using transient response data, was proposed, and the capability of employing the methods used to construct linear mathematical and diagnostic models for the steady-state operation condition was shown. As a result, the model makes it possible to extract and interpret diagnostic information from data series obtained during the process of loading and unloading, as well as to expand the amount of information obtained about the technical aircraft GTE condition.

References

1. **Zaidan, M.A., Mills, A.R., Harrison, R.F., Fleming, P.J.** (2016). Gas turbine engines prognostics using bayesian hierarchical models: A variational approach. *Mechanical Systems and Signal Processing*, vol. 70–71, pp. 120–140. DOI: 10.1016/j.ymssp.2015.09.014
2. **Zaidan, M.A., Relan, R., Mills, A.R., Harrison, R.F.** (2015). Prognostics of gas turbine engine: An integrated approach. *Expert Systems with Applications*, vol. 42, issue 22, pp. 8472–8483. DOI: 10.1016/j.eswa.2015.07.003
3. **Marins, M.A., Ribeiro, F.M.L., Netto, S.L., Da Silva, E.A.B.** (2018). Improved similarity-based modeling for the classification of rotating-machine failures. *Journal of the Franklin Institute*, vol. 355, issue 4, pp. 1913–1930. DOI: 10.1016/j.jfranklin.2017.07.038
4. **Vaezipour, A., Mosavi, A., Seigerroth, U.** (2013). Machine learning integrated optimization for decision-making. In: *26th European Conference on Operational Research*, Rome. Available at: <https://www.semanticscholar.org/paper/Machine-learning-integrated-optimization-for-making-Vaezipour-Mosavi/c1ad5937eecf961a3be64d18889d5ffeb888de50> (accessed: 27.12.2022).
5. **Sina Tayarani-Bathaie, S., Khorasani, K.** (2015). Fault detection and isolation of gas turbine engines using a bank of neural networks.

Journal of Process Control, vol. 36, pp. 22–41.
DOI: 10.1016/j.jprocont.2015.08.007

6. Amozegar, M., Khorasani, K. (2016). An ensemble of dynamic neural network identifiers for fault detection and isolation of gas turbine engines. *Neural Networks*, vol. 76, pp. 106–121. DOI: 10.1016/j.neunet.2016.01.003

7. Zhernakov, S.V. (2006). Application of neural network technology for the diagnostics of the technical condition of aircraft engines. *Intelktualnyye sistemy v proizvodstve*, no. 2 (8), pp. 70–83. (in Russian)

8. Lu, F., Jiang, J., Huang, J., Qiu, X. (2017). Dual reduced kernel extreme learning machine for aero-engine fault diagnosis. *Aerospace Science and Technology*, vol. 71, pp. 742–750. DOI: 10.1016/j.ast.2017.10.024

9. Mashoshin, O.F. (2015). Evaluation of diagnostic information in solving the task of aircraft operation. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*, no. 219 (9), pp. 53–56. (in Russian)

10. Kotlyar, I.V., Gitelman, A.I. Yermolchik, V.N. et al. (1973). Transient processes in gas turbine power plants, in Kotlyar I.V. (Ed.). Leningrad: Mashinostroyeniye, 256 p. (in Russian)

11. Kazandzhan, P.K., Alekseyev, L.P., Govorov, A.N., Konovalov, N.Ye., Nechaev, Yu.N., Pavlenko, V.F., Fedorov, R.M. (1955). Theory of jet engines. Moscow: Voenizdat, 296 p. (in Russian)

12. Ivanova, E.V., Tsymbler, M.L. (2020). Overview of modern time series management systems. *Bulletin of the South Ural State University. Series: Computational Mathematics and Software Engineering*, vol. 9, no. 4, pp. 79–97. DOI: 10.14529/cmse200406 (in Russian)

13. Cherkez, A.Ya. (1975). Engineering calculations of gas turbine engines using the small deviation method. 3rd ed., pererab. i dop. Moscow: Mashinostroyeniye, 380 p. (in Russian)

14. Akhmedzyanov, D.A. (2006). Non-stable regimes of aviation GTE. *Vestnik Ufimskogo Gosudarstvennogo Aviatsionnogo Tekhnicheskogo Universiteta*, vol. 7, no. 1, pp. 36–46. (in Russian)

15. Dmitriyev, S.A. (1996). Diagnosing the flow part of a gas turbine engine in steady and transient modes of its operation: Abstract of

Technical Sc. Dissertation. Kyiv: KIIGA, 28 p. (in Russian)

16. Tsoutsanis, E., Meskin, N. (2017). Derivative-driven window-based regression method for gas turbine performance prognostics. *Energy*, vol. 128, pp. 302–311. DOI: 10.1016/j.energy.2017.04.006

17. Urban, L.A. (1975). Parameter selection for multiple fault diagnostics of gas turbine engines. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, vol. 97, no. 2, pp. 225–230. DOI: 10.1115/1.3445969

18. Kharmats, I.G. (2004). On the issue of technical condition diagnosing of aircraft gas turbine engines using linear mathematical models. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*, no. 75, pp. 87–92. (in Russian)

19. Grin, V.T. et al. (Eds.). (1982). Mathematical modeling of non-stationary processes in power plants with a gas turbine engine and other aerodynamic devices: proceedings. Moscow: TsIAM, 128 p. (in Russian)

20. Mikhnenkov, L.V., Kharmats, I.G. (2017). Parametric diagnosis of jet engines during operation using mathematical modeling: Monography. Moscow: Izdatelskiy Dom Akademii Zhukovskogo, 112 p. (in Russian)

21. Runacres, T., Hong, G. (1995). Improving gas turbine engine condition assessment using a thermodynamic model. In: *2nd Pacific International Conference Aerospace Science and Technology: 6th Australian Aeronautic Conference*, Melbourne, 20–23 March, pp. 41–46.

22. Akhmedzyanov, A.M., Dubravskiy, N.G., Tunakov, A.P. (1983). Diagnosis of the jet engines conditions by thermos gas dynamic parameters. Moscow: Mashinostroyeniye, 206 p. (in Russian)

23. Mashoshin, O.F. (2005). Prediction of the vibration state of aircraft engines from the standpoint of classification problems. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*, no. 85, pp. 39–45. (in Russian)

Список литературы

1. Zaidan M.A. Gas turbine engines prognostics using bayesian hierarchical models:

A variational approach / M.A. Zaidan, A.R. Mills, R.F. Harrison, P.J. Fleming // *Mechanical Systems and Signal Processing*. 2016. Vol. 70–71. Pp. 120–140. DOI: 10.1016/j.ymssp.2015.09.014

2. **Zaidan M.A.** Prognostics of gas turbine engine: An integrated approach / M.A. Zaidan, R. Relan, A.R. Mills, R.F. Harrison // *Expert Systems with Applications*. 2015. Vol. 42, iss. 22. Pp. 8472–8483. DOI: 10.1016/j.eswa.2015.07.003

3. **Marins M.A.** Improved similarity-based modeling for the classification of rotating-machine failures / M.A. Marins, F.M.L. Ribeiro, S.L. Netto, E.A.B. Da Silva // *Journal of the Franklin Institute*. 2018. Vol. 355, iss. 4. Pp. 1913–1930. DOI: 10.1016/j.jfranklin.2017.07.038

4. **Vaezipour A., Mosavi A., Seigerroth U.** Machine learning integrated optimization for decision-making [Электронный ресурс] // 26th European Conference on Operational Research. Rome, 2013. URL: <https://www.semanticscholar.org/paper/Machine-learning-integrated-optimization-for-making-Vaezipour-Mosavi/c1ad5937eecf961a3be64d18889d5ffeb888de50> (дата обращения: 27.12.2022).

5. **Sina Tayarani-Bathaie S., Khorasani K.** Fault detection and isolation of gas turbine engines using a bank of neural networks // *Journal of Process Control*. 2015. Vol. 36. Pp. 22–41. DOI: 10.1016/j.jprocont.2015.08.007

6. **Amozegar M., Khorasani K.** An ensemble of dynamic neural network identifiers for fault detection and isolation of gas turbine engines // *Neural Networks*. 2016. Vol. 76. Pp. 106–121. DOI: 10.1016/j.neunet.2016.01.003

7. **Жернаков С.В.** Применение технологии нейронных сетей для диагностики технического состояния авиационных двигателей // *Интеллектуальные системы в производстве*. 2006. № 2 (8). С. 70–83.

8. **Lu F.** Dual reduced kernel extreme learning machine for aero-engine fault diagnosis / F. Lu, J. Jiang, J. Huang, X. Qiu // *Aerospace Science and Technology*. 2017. Vol. 71. Pp. 742–750. DOI: 10.1016/j.ast.2017.10.024

9. **Машошин О.Ф.** Оценка диагностической ценности информации при решении задач в области эксплуатации авиационной

техники // *Научный Вестник МГТУ ГА*. 2015. № 219 (9). С. 53–56.

10. **Котляр И.В., Гительман А.И., Ермольчик В.Н. и др.** Переходные процессы в газотурбинных установках / Под ред. И.В. Котляра. Л.: Машиностроение, 1973. 256 с.

11. **Казанджан П.К.** Теория реактивных двигателей / П.К. Казанджан, Л.П. Алексеев, А.Н. Говоров, Н.Е. Коновалов, Ю.Н. Нечаев, В.Ф. Павленко, Р.М. Федоров. М.: Воениздат, 1955. 296 с.

12. **Иванова Е.В., Цымблер М.Л.** Обзор современных систем обработки временных рядов // *Вестник ЮУрГУ. Серия: Вычислительная математика и информатика*. 2020. Т. 9, № 4. С. 79–97. DOI: 10.14529/cmse200406

13. **Черкез А.Я.** Инженерные расчеты газотурбинных двигателей методом малых отклонений. 3-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1975. 380 с.

14. **Ахмедзянов Д.А.** Неуставившиеся режимы работы авиационных ГТД // *Вестник УГАТУ*. 2006. Т. 7, № 1. С. 36–46.

15. **Дмитриев С.А.** Диагностирование проточной части ГТД на установившихся и переходных режимах его работы: автореф. дисс. ... докт. тех. наук. Киев: КИИГА, 1996. 28 с.

16. **Tsoutsanis E., Meskin N.** Derivative-driven window-based regression method for gas turbine performance prognostics // *Energy*. 2017. Vol. 128. Pp. 302–311. DOI: 10.1016/j.energy.2017.04.006

17. **Urban L.A.** Parameter selection for multiple fault diagnostics of gas turbine engines // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 1975. Vol. 97, no. 2. Pp. 225–230. DOI: 10.1115/1.3445969

18. **Хармац И.Г.** К вопросу о диагностировании технического состояния авиационных ГТД с использованием линейных математических моделей // *Научный Вестник МГТУ ГА*. 2004. № 75. С. 87–92.

19. Математическое моделирование нестационарных процессов в силовых установках с газотурбинным двигателем и в других аэродинамических устройствах: сборник статей / Под ред. В.Т. Гриня и др. М.: ЦИАМ, 1982. 128 с.

20. Михненко Л.В., Хармац И.Г. Параметрическое диагностирование ВРД в процессе эксплуатации с использованием математического моделирования: монография. М.: ИД Академии Жуковского, 2017. 112 с.

21. Runacres T., Hong G. Improving gas turbine engine condition assessment using a thermodynamic model // 2nd Pacific International Conference Aerospace Science and Technology: 6th Australian Aeronautic Conference. Melbourne, 20–23 March 1995. Pp. 41–46.

22. Ахмедзянов А.М., Дубравский Н.Г., Тунаков А.П. Диагностика состояния ВРД по термогазодинамическим параметрам. М.: Машиностроение, 1983. 206 с.

23. Машошин О.Ф. Прогнозирование вибросостояния авиадвигателей с позиций классификационных задач // Научный Вестник МГТУ ГА. 2005. № 85. С. 39–45.

Information about the authors

Oleg F. Mashoshin, Doctor of Technical Sciences, Professor, the Head of the Aircraft Engines Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, o.mashoshin@mstuca.aero.

Ilya G. Kharmats, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of the Technical Mechanics and Engineering Graphics Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, kharmats@mail.ru.

Сведения об авторах

Машошин Олег Федорович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой двигателей летательных аппаратов МГТУ ГА, o.mashoshin@mstuca.aero.

Хармац Илья Григорьевич, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры технической механики и инженерной графики МГТУ ГА, kharmats@mail.ru.

Поступила в редакцию	12.02.2023	Received	12.02.2023
Одобрена после рецензирования	23.04.2023	Approved after reviewing	23.04.2023
Принята в печать	21.09.2023	Accepted for publication	21.09.2023

ББК 05
Н 34
Св. план 2023

Научный Вестник МГТУ ГА
Том 26, № 05, 2023
Civil Aviation High TECHNOLOGIES
Vol. 26, No. 05, 2023

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 21.09.2023.

Печать цифровая

Формат 60×90/8

12,0 усл. печ. л.

Заказ № 990 / 291

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, 2023