

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ УНИТАРНОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ
ГОСУДАРСТВЕННЫЙ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
ИНСТИТУТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

**НАУЧНЫЙ ВЕСТНИК
ГосНИИ ГА**

**SCIENTIFIC BULLETIN
OF THE STATE SCIENTIFIC RESEARCH
INSTITUTE OF CIVIL AVIATION**

СБОРНИК НАУЧНЫХ ТРУДОВ (№ 366)

№ 55

**Москва
2026**

ББК 39.5

НЗ4

Научный вестник ГосНИИ ГА

Основан в 1952 году

Учредитель. Издатель. Редакция:

Федеральное государственное унитарное предприятие
Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации
Российская Федерация, 125438, Москва, ул. Михалковская, д. 67, корп. 1

Founder, Publisher, Editorial Board:

The State Scientific Research Institute of Civil Aviation
Mikhalkovskaya Street, 67, building 1, 125438 Moscow, Russian Federation

Научный вестник ГосНИИ ГА включён в Перечень рецензируемых научных изданий, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание учёной степени кандидата наук, на соискание учёной степени доктора наук.

Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation is included in the List of peer-reviewed scientific publications, which should be published basic scientific results of dissertations for the degree of Candidate of Sciences, for the degree of Doctor of Sciences.

Подписной индекс в Интернет-каталоге
«Пресса России» 70663
© ФГУП Государственный НИИ гражданской авиации, 2026

Редакционная коллегия

Главный редактор	– Д. В. Бобылев, канд. техн. наук, ГосНИИ ГА, Москва, Россия
Зам. главного редактора	– В. С. Шапкин, д-р техн. наук, проф., лауреат премии Правительства Российской Федерации в области науки и техники, заслуженный работник транспорта Российской Федерации, ГосНИИ ГА, Москва, Россия
Ответственный секретарь	– А. Н. Городишенин, канд. техн. наук, ГосНИИ ГА, Москва, Россия
Зам. ответственного секретаря	– А. В. Кан, канд. техн. наук, ГосНИИ ГА, Москва, Россия

Члены редакционной коллегии

Н. А. Абдужабаров, канд. техн. наук, Ташкентский государственный технический университет, Ташкент, Республика Узбекистан

Б. С. Алёшин, д-р техн. наук, академик РАН, проф., Национальный исследовательский центр «Институт им. Н. Е. Жуковского», Москва, Россия

Б. Н. Антипов, д-р техн. наук, проф., РГУ нефти и газа (НИУ) им. И. М. Губкина, Москва, Россия

А. А. Богоявленский, д-р техн. наук, ГосНИИ ГА, Москва, Россия

М. С. Громов, канд. техн. наук, лауреат Премии Правительства Российской Федерации в области науки и техники, заслуженный работник транспорта Российской Федерации, ГосНИИ ГА, Москва, Россия

С. В. Диогенов, канд. воен. наук, ГосНИИ ГА, Москва, Россия

С. Ю. Желтов, д-р техн. наук, академик РАН, ГосНИИАС, Москва, Россия

Е. Е. Карсыбаев, д-р техн. наук, проф., Академия гражданской авиации, Алматы, Республика Казахстан

А. Я. Книвель, канд. техн. наук, ГосНИИ ГА, Москва, Россия

В. Б. Козловский, д-р техн. наук, проф., ПАНХ, Краснодар, Россия

Г. А. Крыжановский, д-р техн. наук, проф., заслуженный работник науки и техники Российской Федерации, СПбГУ ГА, Санкт-Петербург, Россия

Е. А. Куклев, д-р техн. наук, проф., заслуженный работник высшей школы Российской Федерации, СПбГУ ГА, Санкт-Петербург, Россия

У. Э. Курманов, канд. техн. наук, доц., Кыргызский авиационный институт им. И. Абдраимова, Бишкек, Кыргызская Республика

А. В. Лапаев, д-р техн. наук, Новосибирский государственный технический университет, Новосибирск, Россия

О. Ф. Машошин, д-р техн. наук, проф., МГТУ ГА, Москва, Россия

А. А. Пухов, д-р техн. наук, Национальный исследовательский центр «Институт им. Н. Е. Жуковского», Москва, Россия

О. Ю. Страдомский, канд. техн. наук, заслуженный работник транспорта Российской Федерации, ГосНИИ ГА, Москва, Россия

К. И. Сыпало, д-р техн. наук, проф., член-корр. РАН, ЦАГИ, Жуковский, Московская обл., Россия

Н. Б. Топоров, д-р техн. наук, Национальный исследовательский центр «Институт им. Н. Е. Жуковского», Москва, Россия

О. Г. Феоктистова, д-р техн. наук, доц., МГТУ ГА, Москва, Россия

С. Л. Чернышев, д-р физ.-мат. наук, проф., академик РАН, ЦАГИ, Жуковский, Московская обл., Россия

тел./факс: 8 (495) 490 9500 (*1016)

e-mail: science@gosniiga.ru

Плата за публикацию в Научном вестнике ГосНИИ ГА с аспирантов не взимается

Editorial Board

Chief editor	– D. V. Bobylev, Cand. Sci. (Eng.), GosNII GA, Moscow, Russia
Deputy chief editor	– V. S. Shapkin, Dr. Sci. (Eng.), Prof., GosNII GA, Moscow, Russia
Responsible secretary	– A. N. Gorodishenin, Cand. Sci. (Eng.), GosNII GA, Moscow, Russia
Deputy Responsible secretary	– A. V. Kan, Cand. Sci. (Eng.), GosNII GA, Moscow, Russia

The members of the Editorial Board

N. A. Abduzhabarov, Cand. Sci. (Eng.), Tashkent State Technical University, Tashkent, Republic of Uzbekistan
B. S. Aleshin, Dr. Sci. (Eng.), Academician of the Russian Academy of Sciences, Prof., National Research Center “Zhukovsky Institute”, Moscow, Russia
B. N. Antipov, Dr. Sci. (Eng.), Prof., National University of Oil and Gas “Gubkin University”, Moscow, Russia
A. A. Bogoyavlenskiy, Dr. Sci. (Eng.), GosNII GA, Moscow, Russia
M. S. Gromov, Cand. Sci. (Eng.), GosNII GA, Moscow, Russia
S. V. Diogenov, Cand. Sci. (Mil.), GosNII GA, Moscow, Russia
S. Yu. Zheltov, Dr. Sci. (Eng.), Academician of the Russian Academy of Sciences, GosNIIAS, Moscow, Russia
E. E. Karsybaev, Dr. Sci. (Eng.), Prof., Academy of Civil Aviation, Almaty, Republic of Kazakhstan
A. Ya. Knivel, Cand. Sci. (Eng.), GosNII GA, Moscow, Russia
V. B. Kozlovskiy, Dr. Sci. (Eng.), Prof., PANH Helicopters, Krasnodar, Russia
G. A. Kryzhanovskiy, Dr. Sci. (Eng.), Prof., St. Petersburg State University of Civil Aviation, Saint Petersburg, Russia
E. A. Kuklev, Dr. Sci. (Eng.), Prof., St. Petersburg State University of Civil Aviation, Saint Petersburg, Russia
U. Eh. Kurmanov, Cand. Sci. (Eng.), Assoc. Prof., Kyrgyz Aviation Institute named after I. Abdraimov, Bishkek, Kyrgyz Republic
A. V. Lapaev, Dr. Sci. (Eng.), Novosibirsk State Technical University, Novosibirsk, Russia
O. F. Mashoshin, Dr. Sci. (Eng.), Prof., MSTU CA, Moscow, Russia
A. A. Pukhov, Dr. Sci. (Eng.), National Research Center “Zhukovsky Institute”, Moscow, Russia
O. Yu. Stradomskiy, Cand. Sci. (Eng.), GosNII GA, Moscow, Russia
K. I. Sypalo, Dr. Sci. (Eng.), Prof., Corresponding Member of the Russian Academy of Sciences, Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Moscow region, Russia
N. B. Toporov, Dr. Sci. (Eng.), National Research Center “Zhukovsky Institute”, Moscow, Russia
O. G. Feoktistova, Dr. Sci. (Eng.), Assoc. Prof., MSTU CA, Moscow, Russia
S. L. Chernyshev, Dr. Sci. (Phys.-Mat.), Prof., Academician of the Russian Academy of Sciences, Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Moscow region, Russia

tel./fax: 8 (495) 490 9500 (*1016)

e-mail: science@gosniiga.ru

Postgraduates are not charged for the publication of articles in the Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation

СОДЕРЖАНИЕ

Аэронавигация и эксплуатация авиационной техники

Рубцов Е. А., Калинин А. С., Кузнецов С. В. Совершенствование наземной системы предотвращения конфликтов при интеграции беспилотной авиации в единое воздушное пространство	9
Автин И. В., Савкин А. В., Кошелев Б. В., Белов А. А., Худошин В. В. От концепции к результатам: математическое моделирование алгоритмов бортовой системы предупреждения столкновений для беспилотных авиационных систем	24
Козлов Д. К., Калинин А. С., Разов В. Г., Спрысков В. Б. Два типа плотности вероятностей перекрытия воздушных судов в горизонтальной плоскости при оценивании безопасности полётов без использования информации системы наблюдения	38
Гарипов А. О., Макеев П. В., Неделько Д. В. Численное исследование аэродинамики несущего винта вертолётА АНСАТ в режимах висения и осевой обдувки	49
Аксенова Ю. С., Волков А. К. Тематическое моделирование текстовых описаний угроз транспортной безопасности	59
Пашинский В. В., Попов Ю. В., Феоктистова О. Г., Кулешов А. А. Золотники командного управления в гидроусилителях	67
Богомолов Д. В., Осипов Д. Н. Взвешенный индекс системных отклонений реальных условий эксплуатации вертолётА Ми-8 как основа дифференцированного подхода к поддержанию лётной годности	77
Приваленко А. Н., Шарин Е. А., Ершов М. А., Махова У. А., Карпова Е. Д., Поплетев С. И. Результаты сравнительного анализа качества топлив для реактивных двигателей марок ТС-1, Джет А-1 (Jet A-1) и No.3	89
Автин И. В., Неретин Е. С. Обеспечение защищённости авиационных предприятий: алгоритм выявления опасных объектов методами нелинейной радиополяриметрии	100
Шивченко Е. В., Ярковой И. П. Прогнозирование остаточного ресурса авиационных двигателей методом ансамблирования	110

Транспортные и транспортно-технологические системы страны, её регионов и городов, организация производства на транспорте

- Аксютин В. А., Лесничий И. В., Самойлов В. И., Самойлов И. А., Страдомский О. Ю.** Особенности авиационной составляющей поисково-спасательного обеспечения полётов пилотируемых транспортных кораблей с космодрома Восточный 121
- Фридлянд А. А., Низаметдинов Р. Р., Горяшко А. А.** Развитие схем государственно-частного партнёрства как основного механизма привлечения инвестиций в аэропорты 134

Интеллектуальные транспортные системы

- Краснов Е. С.** Обзор аппаратных и программных комплексов автономного взлёта и посадки беспилотных летательных аппаратов на подвижные платформы 145

SCIENTIFIC BULLETIN OF THE STATE SCIENTIFIC RESEARCH INSTITUTE OF CIVIL AVIATION

No. 55

2026

CONTENTS

Navigation and operation of aircraft

Rubtsov E. A., Kalintsev A. S., Kuznetsov S. V. Improving the ground-based conflict prevention systems when integration of unmanned aviation into a single airspace	9
Avtin I. V., Savkin A. V., Koshelev B. V., Belov A. A., Khudoshin V. V. From concept to results: mathematical modeling of algorithms for an UAS airborne collision avoidance system	24
Kozlov D. K., Kalintsev A. S., Razov V. G., Spryskov V. B. Two types of probability densities of aircraft overlap in the horizontal plane for flight safety assessment without surveillance system information	38
Garipov A. O., Makeev P. V., Nedelko D. V. Numerical study of the ANSAT helicopter main rotor aerodynamics in hovering and axial flow	49
Aksenova Yu. S., Volkov A. K. Topic modeling of textual descriptions of transport safety threats	59
Pashchinskiy V. V., Popov Yu. V., Feoktistova O. G., Kuleshov A. A. Command control spools in hydraulic boosters	67
Bogomolov D. V., Osipov D. N. Weighted index of system deviations of real operating conditions of Mi-8 helicopters as the basis of a differentiated approach to maintaining airworthiness	77
Privalenko A. N., Sharin E. A., Ershov M. A., Mahova U. A., Karpova E. D., Popleteev S. I. Results of a comparative analysis of the quality of jet engine fuels of the TS-1, Jet A-1 and No.3 brands	89
Avtin I. V., Neretin E. S. Ensuring the security of aviation enterprises: an algorithm for identifying hazardous objects using nonlinear radiopolarimetry methods	100
Shivchenko E. V., Yarkovoy I. P. Forecasting the remaining useful life of aircraft engines by the ensemble method	110

Transport and transport-technological systems of the country, its regions and cities, organization of production in transport

Aksyutin V. A., Lesnichiy I. V., Samoylov V. I., Samoylov I. A., Stradomskiy O. Yu. Features of search and rescue support for flights of manned spacecraft from the Vostochny cosmodrome 121

Fridlyand A. A., Nizametdinov R. R., Goryashko A. A. Development of public-private partnership schemes as the main mechanism for attracting investments in airports 134

Intelligent transport systems

Krasnov E. S. Review of hardware and software systems for autonomous takeoff and landing of unmanned aerial vehicles on mobile platforms 145

Научная статья

УДК 621.396.96 : 629.7.058

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ НАЗЕМНОЙ СИСТЕМЫ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ КОНФЛИКТОВ ПРИ ИНТЕГРАЦИИ БЕСПИЛОТНОЙ АВИАЦИИ В ЕДИНОЕ ВОЗДУШНОЕ ПРОСТРАНСТВО

Е. А. РУБЦОВ, А. С. КАЛИНЦЕВ, С. В. КУЗНЕЦОВ

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. Проанализирована наземная система предотвращения конфликтов воздушных судов (ВС) на пересекающихся участках воздушных трасс, реализующая функцию выдерживания безопасных интервалов (RWC). Отмечено, что для наблюдения за беспилотными и пилотируемыми ВС, совершающими полёт на сравнительно малой высоте, оптимальным с точки зрения обеспечиваемых характеристик и стоимости развёртывания является применение наземных станций автоматического зависимого наблюдения – вещания (АЗН-В). Показано, что геометрический метод оценки зон конфликтных ситуаций не учитывает погрешности определения местоположения ВС и вероятностные показатели безопасности, что может привести к несвоевременному обнаружению конфликтов и уменьшению времени для маневрирования. Разработан вероятностный метод, основанный на расчёте вероятности нарушения норм эшелонирования с использованием полей ошибок и распределений (Лапласа и составного), обладающих более тяжёлыми хвостами, чем нормальное распределение. Представлены результаты моделирования полётов пилотируемых и беспилотных ВС на пересекающихся участках воздушных трасс. При использовании вероятностного метода длина участка маршрута, на котором во избежание конфликта не должны находиться ВС, увеличивается в 1,5...6 раз, а зона конфликтных ситуаций начинается на 24...38 км раньше, чем при использовании геометрического метода. Благодаря этому возможный конфликт идентифицируется раньше на 4,8...7,6 минут для лёгких и на 3,2...5,0 минут для средних турбовинтовых самолётов. Усовершенствованная наземная система предотвращения конфликтов может быть интегрирована в автоматизированные системы управления воздушным движением и наземные станции управления внешнего пилота для повышения безопасности полётов при интеграции беспилотной авиации в единое воздушное пространство.

Ключевые слова: безопасность полётов, беспилотные авиационные системы, интеграция беспилотных воздушных судов, средства наблюдения, система предотвращения столкновений, выдерживание безопасных интервалов, зона конфликтных ситуаций, АЗН-В, аэронавигация

Для цитирования: Рубцов Е. А., Калининцев А. С., Кузнецов С. В. Совершенствование наземной системы предотвращения конфликтов при интеграции беспилотной авиации в единое воздушное пространство // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2026. № 55. С. 9–23.

Original article

IMPROVING THE GROUND-BASED CONFLICT PREVENTION SYSTEMS WHEN INTEGRATION OF UNMANNED AVIATION INTO A SINGLE AIRSPACE

E. A. RUBTSOV, A. S. KALINTSEV, S. V. KUZNETSOV

The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia

Abstract. The paper analyzes a ground-based conflict prevention system for aircraft operating in intersecting sections of air routes, which implements the function of maintaining safe intervals. It is noted that for surveillance of unmanned and manned aircraft operating at relatively low altitudes, the use of ADS-B ground stations are optimal in terms of performance and deployment cost. It is shown that the geometric method for assessing conflict zones does not account for positioning errors of aircraft and probabilistic safety metrics, which may lead to untimely conflict detection. A probabilistic method is proposed, based on calculating the probability of separation minima infringement using error fields and distributions with heavier tails than the normal distribution, namely the Laplace distribution and a compound distribution. Simulation results for intersecting airway segments are presented, which demonstrate that with the probabilistic method, the length of the route segment where aircraft must not be located to avoid conflict increases by a factor of 1.5 to 6, and the segment itself begins 24 to 38 km earlier than with the geometric method. This results in earlier identification of a potential conflict: by 4.8 to 7.6 minutes for light turboprop aircraft, and by 3.2 to 5.0 minutes for medium turboprop aircraft. The enhanced ground-based conflict prevention system can be integrated into automated air traffic control systems and ground control stations for external pilots to improve flight safety during the integration of unmanned aviation into the single airspace.

Keywords: flight safety, unmanned aircraft systems, integration of unmanned aerial vehicle, surveillance, collision avoidance system, maintaining safe intervals, zone of conflict situations, ADS-B, air navigation

For citation: Rubtsov E. A., Kalintsev A. S., Kuznetsov S. V. Improving the ground-based conflict prevention systems when integration of unmanned aviation into a single airspace. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2026, no. 55, pp. 9–23. (In Russ.)

Введение

Беспилотные воздушные суда (БВС) и беспилотные авиационные системы (БАС) представляют собой как новые компоненты общей авиационной системы, так и растущий рынок, имеющий высокую экономическую ценность. Международная организация гражданской авиации (ИКАО), государства, производители и эксплуатанты авиационной техники проводят мероприятия, направленные на решение вопросов интеграции БВС в единое воздушное пространство.

Беспилотная авиация порождает широкий спектр источников опасности, в частности – риски столкновения БВС с пилотируемыми воздушными судами (ПВС) и между собой. Согласно Концепции интеграции беспилотных воздушных судов в единое воздушное пространство Российской Федерации¹, интеграция БВС не должна приводить к снижению существующего уровня безопасности полётов.

Для интеграции БВС в единое воздушное пространство одной из ключевых проблем, требующих комплексного решения, является совершенствование систем предотвращения столкновений (СПС). В общем случае СПС включают в себя обширный класс систем бортового, наземного и смешанного базирования, предназначенных для установки на широкий спектр БАС в зависимости от максимальной взлётной массы входящих в их состав БВС, степени их автономности, требований используемого воздушного пространства и других ограничений.

¹ Распоряжение Правительства Российской Федерации от 5 октября 2021 г. № 2806-р «Об утверждении Концепции и плана реализации Концепции интеграции беспилотных воздушных судов в единое воздушное пространство Российской Федерации в части развития технологий».

Основные требования к СПС определены в нормативных документах EUROCAE (ED-313², ED-271A³, ED-264⁴), RTCA (DO-382⁵, DO-398A⁶, DO-365C⁷, DO-386⁸, DO-396⁹), ASTM International F3442/3442M¹⁰ [1].

Задача снижения риска столкновения БВС с ПВС и между собой решается с помощью комплексной системы обнаружения и предупреждения столкновений (Detect And Avoid (DAA) System), которая в свою очередь включает функции RWC [2].

Функция предотвращения столкновений (Collision Avoidance, CA) реализуется с помощью бортовых средств, в то время как функция RWC может быть реализована в наземных системах предотвращения конфликтов (как инструмент системы автоматизации управления воздушным движением (УВД), либо наземной станции управления внешнего пилота БВС). Таким образом, RWC является дополнительным инструментом безопасности, компенсирующим отсутствие пилота на борту БВС. Данная функция является аналогом такого инструмента системы комплексной защиты Eurocontrol Safety Nets¹¹, как STCA¹² (Short Term Conflict Alert, автоматизированная система предупреждения в управлении УВД, помогающая диспетчерам предотвращать столкновения самолётов): она использует для анализа данные о фактическом положении ВС, полученные от систем наблюдения и строит краткосрочный прогноз с целью обнаружения и сигнализации о конфликтной ситуации.

В статье рассматривается геометрический метод оценки зон конфликтных ситуаций, применяемый в наземных системах предотвращения конфликтов; приводятся разработанные авторами рекомендации по совершенствованию СПС путём внедрения вероятностного метода оценки рисков, учитывающего вероятность нарушения норм горизонтального эшелонирования с помощью применения распределений, обладающих более тяжёлыми хвостами, чем нормальное: распределения Лапласа и составного распределения. Распределения вероятностей с тяжёлыми хвостами отличаются от нормальных распределений более высокой степенью вероятности появления экстремальных значений, что позволяет более точно и реалистично моделировать конфликтные ситуации и оценивать вероятность возникновения редких, но опасных событий.

Методы оценки зон конфликтных ситуаций

Обеспечение безопасности полётов в значительной мере связано с решением задачи предупреждения опасного сближения ВС в воздухе путём своевременных предупреждений о фактических или потенциальных нарушениях установленных норм эшелонирования. Один из основных принципов построения СПС заключается в необходимости выполнять прогнозирование воздушной обстановки на заданное время с целью определения возможных конфликтов.

² EUROCAE ED-313. Operational Services and Environment Definition for Detect and Avoid [Traffic] in Class A-G airspaces under IFR. 2003.

³ EUROCAE ED-271A. Minimum Aviation System Performance Standard for Detect and Avoid (Traffic) in Class A-C airspaces. 2024.

⁴ EUROCAE ED-264. Minimum Aviation System Performance Standards (MASPS) for the Interoperability of Airborne Collision Avoidance Systems (CAS). 2020.

⁵ RTCA DO-382. Minimum Aviation System Performance Standards (MASPS) for the Interoperability of Airborne Collision Avoidance Systems (CAS). 2020.

⁶ RTCA DO-398A. Operational Services and Environment Definition (OSED) for Uncrewed Aircraft Systems Detect and Avoid Systems (DAA). 2023.

⁷ RTCA DO-365C. Minimum Operational Performance Standards (MOPS) for Detect and Avoid (DAA) Systems. 2025.

⁸ RTCA DO-386. Minimum Operational Performance Standards for Airborne Collision Avoidance System X (ACAS X) (ACAS Xa and ACAS Xo). 2020.

⁹ RTCA DO-396. Minimum Operational Performance Standards for Airborne Collision Avoidance System sXu (ACAS sXu). 2022.

¹⁰ ASTM International F3442/3442M. Standard Specification for Detect and Avoid System Performance Requirements.

¹¹ Eurocontrol Safety Nets Guide. <https://www.eurocontrol.int/publication/safety-nets-guide>

¹² Eurocontrol specification for short term conflict alert. EUROCONTROL-SPEC-122.

В большинстве случаев конфликты возможно разрешить с помощью заблаговременного анализа и выдачи информации об изменении траектории участникам движения.

В основе работы наземной системы предотвращения конфликтов лежит реализация функции RWC. При этом рассчитываются зоны конфликтных ситуаций – области пространства, одновременное нахождение в пределах которых двух и более ВС приводит к нарушениям норм эшелонирования. В настоящее время зоны конфликтных ситуаций рассчитываются геометрическим методом [3], при этом оценивается взаимное положение круговых защищённых зон (Circle Protection Area, CPA), размеры которых задаются в соответствии с интервалами горизонтального эшелонирования. На рис. 1 показано начало конфликта, когда защищённые зоны двух ВС касаются друг друга (сумма радиусов зон S_1 и S_2 становится равной расстоянию между ВС1 и ВС2) [4–5].

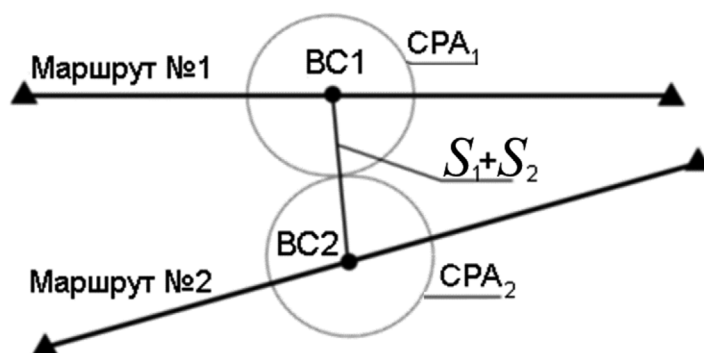


Рис. 1. Схема оценки зоны конфликтных ситуаций геометрическим методом

На рис.2 представлен график, показывающий размеры зоны конфликтных ситуаций для почти параллельных участков воздушных трасс. В настоящее время радиус защищённой зоны при полёте по воздушной трассе принимается равным 10 км^{13} . На графике (рис. 2) по оси абсцисс отложено расстояние от начальной точки рассматриваемого участка для первого маршрута (R1), по оси ординат – для второго (R2). Область, ограниченная кривой – зона конфликтных ситуаций, показывающая при каких положениях на участках воздушных трасс ВС будут конфликтовать. Например, если ВС находится на пятидесятом километре первого маршрута, то все ВС, находящиеся в интервале от 47-го до 80-го километра второго маршрута, будут с ним конфликтовать.

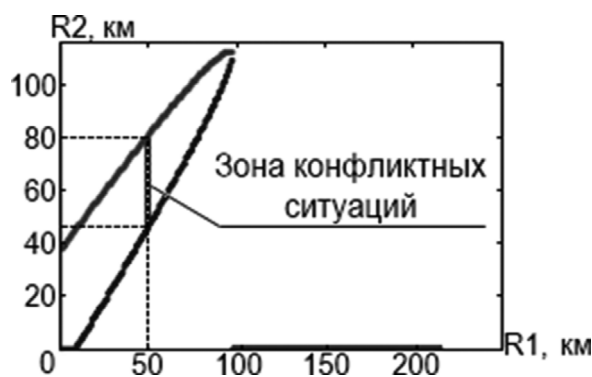


Рис. 2. График зоны конфликтных ситуаций для почти параллельных участков воздушных трасс

Используя данные систем наблюдения, наземная система предотвращения конфликтов оценивает текущее положение ВС на трассе и выполняет краткосрочный прогноз его движения.

¹³ Федеральные правила использования воздушного пространства Российской Федерации (утв. постановлением Правительства РФ от 11 марта 2010 г. № 138).

Для STCA глубина прогноза составляет 2 минуты. При наличии риска попадания ВС в зону конфликтных ситуаций диспетчер УВД получает соответствующее оповещение и по радиоканалу информирует экипаж ВС о необходимости изменения траектории полёта для недопущения нарушений норм эшелонирования. При выполнении совместных полётов ПВС и БВС в общем воздушном пространстве информацию о необходимости изменения траектории БВС получает внешний пилот. Кроме того, наземная система обнаружения и предотвращения конфликтных ситуаций может быть реализована в наземной станции управления, таким образом внешний пилот может самостоятельно оценивать возможность попадания БВС в зоны конфликтных ситуаций и предупреждать диспетчера о необходимости изменения траектории полёта.

Преимущество геометрического метода оценки зон конфликтных ситуаций заключается в простоте реализации и малых затратах вычислительных ресурсов, что позволяет производить расчёт в режиме реального времени, в том числе на оборудовании наземной станции внешнего пилота. Недостатком метода является то, что он не учитывает погрешности определения местоположения ВС и показатели безопасности полётов. Для устранения этих недостатков авторами настоящей статьи разработан вероятностный метод расчёта размеров зон конфликтных ситуаций.

Разработанный метод учитывает показатели безопасности полётов. Безопасность воздушного движения принято определять путём оценки риска столкновения ВС, который выражается в вероятности возникновения авиационных происшествий за определённое время налёта. Внедрение СПС направлено на снижение риска столкновений ВС в воздухе и его поддержание на уровне не выше заданного (приемлемого) путём предотвращения конфликтов. В качестве приемлемого значения общего риска столкновений в трёхмерном пространстве, задаваемого для функции предупреждения нарушения норм эшелонирования, принимается значение 10^{-9} за час полёта [2]. Предположим, что допустимая вероятность нарушения норм горизонтального эшелонирования $P_{\text{доп}}$ (то есть попадания ВС в СРА другого участника воздушного движения) определяется как $3,5 \cdot 10^{-8}$. Суть разработанного метода состоит в расчёте вероятности появления первого ВС в пределах СРА второго ВС. Текущее значение вероятности находится как интеграл от распределения ошибки определения координат первого ВС по площади СРА второго ВС (СРА₂ на рис. 1) [4].

Также разработанный метод учитывает погрешности определения местоположения ВС на маршруте. Следует отметить, что для наблюдения за БВС и ПВС, совершающими полёт на сравнительно малой высоте, возможности существующих систем наблюдения (первичных и вторичных радиолокационных станций, радиолокационных комплексов) оказываются недостаточными прежде всего из-за ограничений по дальности обнаружения. Многопозиционные системы наблюдения (МПСН) обладают хорошими точностными характеристиками, их зона действия зависит от количества и размещения наземных станций и может охватывать целые регионы, обеспечивая наблюдение даже на сравнительно небольших высотах. Однако повсеместное внедрение МПСН с требуемой плотностью размещения наземных станций ограничивается экономическими факторами. Таким образом, оптимальным с точки зрения обеспечиваемых характеристик и стоимости развёртывания является применение наземных станций АЗН-В и бортового оборудования, способного как передавать, так и получать сообщения по линии передачи данных автоматического зависимого наблюдения.

Технология АЗН-В, как инструмент для построения систем наблюдения для БВС и для ПВС, имеет следующие преимущества [2]:

- высокая точность и скорость обновления данных;
- высокая разрешающая способность;
- независимость точностных характеристик определения параметров от дальности;
- относительно малая стоимость наземных станций;
- простота установки и эксплуатации;
- простота «сшивания» траекторий ВС при пересечении ими районов полётной информации;

- возможность отображения окружающей воздушной обстановки экипажу ВС;
- расширение возможностей наземных систем предупреждения конфликтов.

Однако использование АЗН-В для БВС имеет ряд существенных проблем. Основные из них: недостаточное на текущий момент перекрытие контролируемого воздушного пространства зонами действия АЗН-В, а также объединение функций навигации и наблюдения, вследствие чего возможна некомпенсируемая потеря навигационной возможности (при нарушении работы ГНСС теряется возможность решать как задачи навигации, так и задачи наблюдения), в то время как традиционные средства наблюдения, например, радиолокаторы, позволяют диспетчеру УВД наблюдать ВС при отказе систем навигации, а также выполнять векторение [2].

Первая проблема выражается в том, что большое количество лёгких ВС и БВС – по самым скромным подсчётам, порядка 50 % – невидимо для авиадиспетчеров. Решение заключается в размещении дополнительных наземных станций АЗН-В, что, учитывая их сравнительно небольшую стоимость, может быть реализовано в ближайшие годы.

Вторая проблема заключается в том, что скрытый отказ навигационной системы, приводящий, например, к постепенному накоплению ошибки, может быть не обнаружен. В связи с этим необходимо принять меры по обеспечению контроля целостности данных. В настоящее время проводятся исследования по разработке методов контроля целостности данных [6–8]. Кроме того, Федеральные авиационные правила «Организация воздушного движения в Российской Федерации»¹⁴ предусматривают возможность применения АЗН-В в качестве основного или единственного средства наблюдения при условии, что обеспечивается:

- перекрытие контролируемого воздушного пространства зоной действия АЗН-В;
- удовлетворительная вероятность обнаружения, точность и целостность системы АЗН-В;
- приемлемая доступность данных, получаемых от ВС.

Таким образом, при увеличении количества наземных станций и внедрении методов контроля целостности данных, АЗН-В может рассматриваться как основное или единственное средство наблюдения, что особенно актуально для отдалённого континентального воздушного пространства, а также северных регионов России.

При использовании АЗН-В источником информации о местоположении ВС являются бортовые навигационные системы. Для ПВС в состав навигационных систем, как правило, входят: инерциальная навигационная система (ИНС), приёмник сигналов глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС), бортовая аппаратура систем ближней навигации (приёмник сигналов всенаправленного азимутального маяка VOR (Very high frequency Omnidirectional radio Range) и самолётный дальномер) [4].

Согласно действующему законодательству, БВС, выполняющие полёты за пределами прямой видимости, а также использующие аэродромы и посадочные площадки совместно с ПВС, оснащаются оборудованием навигации (приёмником ГНСС, способным принимать сигналы отечественной системы ГЛОНАСС), оборудованием радиовещательного автоматического зависимого наблюдения и бортовой СПС¹⁵. При невозможности использования данных ГНСС возможен полёт с применением ИНС (при этом следует учитывать, что из-за ограничений

¹⁴ Федеральные авиационные правила «Организация воздушного движения в Российской Федерации» (утверждены приказом Минтранса России от 25.11.2011 № 293).

¹⁵ Постановление Правительства Российской Федерации от 30.11.2024 № 1701 «Об утверждении требований к оснащению пилотируемых воздушных судов и беспилотных авиационных систем оборудованием связи, навигации, наблюдения, автоматического предотвращения столкновений, к оснащению беспилотных авиационных систем оборудованием удалённой идентификации и оборудованием линий управления беспилотными авиационными системами и контроля беспилотных авиационных систем, средствами криптографической защиты информации, сертифицированными в соответствии с требованиями федерального органа исполнительной власти в области обеспечения безопасности, и Правил оснащения пилотируемых воздушных судов и беспилотных авиационных систем оборудованием, предусмотренным пунктом 1 статьи 78 Воздушного кодекса Российской Федерации».

по массе и габаритам инерциальные системы навигации БВС обладают худшей точностью, чем аналогичные системы ПВС).

Оценим точность определения координат при использовании различных систем навигации. В штатных условиях работы основной системой навигации для ПВС и БВС являются приёмники ГНСС, которые используются либо как непосредственный источник координатной информации, либо для постоянной коррекции ИНС. На сегодняшний день среднеквадратическая погрешность (СКП) системы ГЛОНАСС составляет порядка 3 м при наличии информации об альманахе ГЛОНАСС [9].

Современные ИНС обладают достаточно высокой точностью: СКП измерения координат составляет не более 2 морских миль за час полёта. Указанные погрешности характерны для прямолинейного участка маршрута при спокойной атмосфере. В реальном полёте из-за турбулентности, а также при больших углах крена, погрешность может значительно нарастать и составить до 2 морских миль за 15 минут полёта [4].

В случае отказа ГНСС, либо ухудшения качества навигационного сигнала до состояния, при котором точное и достоверное определение местоположения ВС невозможно, для ПВС возможна коррекция ИНС по данным систем ближней навигации. При оценке точности систем ближней навигации можно исходить из требований к допустимой погрешности маяка VOR, составляющей 2° , а также к допустимым погрешностям дальномерного маяка DME (Distance Measuring Equipment), которые составляют 150 м при полёте по маршруту, с учётом коэффициента нарастания погрешности 0,125 % от дальности¹⁶. БВС, как правило, не имеют резервных систем навигации и при отказе приёмника ГНСС возможно использование только ИНС.

Целесообразно предусмотреть линию передачи данных между наземной станцией управления БВС и центром обслуживания воздушного движения, позволяющую обмениваться данными: внешний пилот сможет получать информацию о воздушной обстановке (что особенно актуально при наличии в воздухе ВС, не оборудованных системами АЗН-В), а диспетчер УВД сможет получать информацию о местоположении БВС и другие данные (например, об остатке топлива, заряде батареи и др.).

Погрешности определения местоположения ВС в горизонтальной плоскости распределены в области, имеющей форму эллипса, который принято называть эллипсом ошибок [3, 4]. Для практических расчётов требуется учитывать размеры эллипса (его большую и малую полуоси) и его ориентацию (угол поворота эллипса ошибок относительно северного направления). Для ГНСС при геометрическом факторе равном 1 полуоси практически равны и эллипс по форме близок к кругу, его ориентацией можно пренебречь. Для азимутально-дальномерных систем ближней навигации VOR/DME эллипс, как правило, имеет вытянутую форму, большая полуось в несколько раз может превосходить малую полуось, ориентация эллипса оказывает существенное влияние на результат расчёта.

Для использования данных о погрешности определения местоположения ВС при полёте по воздушной трассе необходимо рассчитывать поле ошибок. Поле ошибок представляет собой базу данных, содержащую информацию о полуосях эллипса ошибок, а также его ориентации для всех точек анализируемого участка маршрута.

В расчётах примем, что навигационные погрешности при использовании ГНСС имеют круговое распределение (геометрический фактор равен 1), а СКП не превышает 3 м [9].

При использовании систем ближней навигации (VOR/DME) местоположение ВС определяется по двум параметрам: азимуту (α) и наклонной дальности (D), измеренным по данным принимаемых сигналов VOR и DME соответственно. При этом линии положения азимутального (VOR) и дальномерного (DME) маяков всегда пересекаются под прямым углом. Полуоси эллипса ошибок находятся как [3]:

¹⁶ ИКАО Doc 9613 AN/937. Руководство по навигации, основанной на характеристиках (PBN).

$$a_{\alpha} = \sqrt{2kD\sigma_{\alpha}}; \quad (1)$$

$$a_D = \sqrt{2k\sqrt{\sigma_D^2 + (Dk_D)^2}}, \quad (2)$$

где a_{α} – полуось, размер которой обусловлен погрешностью данных VOR; a_D – полуось, размер которой обусловлен погрешностью данных DME; σ_{α} – погрешность азимута в радианах; σ_D – погрешность наклонной дальности; k_D – коэффициент нарастания погрешности σ_D с увеличением расстояния между ВС и маяком DME; k – коэффициент, характеризующий вероятность нахождения ВС в пределах эллипса, он определяется как $k = \sqrt{-\ln(1-P)}$; P – вероятность нахождения ВС в пределах эллипса.

Поле ошибок воздушной трассы находится путём определения координат её точек, взятых с определённым шагом (например, 1 км), и расчёта характеристик эллипса ошибок в этих точках: большой и малой полуосей и угла ориентации. Пример результатов расчёта поля ошибок для системы VOR/DME представлен в табл. 1, где приведены координаты точек маршрута (с.ш. – северная широта, в.д. – восточная долгота).

Табл. 1. Пример поля ошибок для системы ближней навигации (VOR/DME)

Координаты точки маршрута		Ориентация эллипса ошибок, град	Полуось эллипса, определяемая погрешностью маяка VOR, км	Полуось эллипса, определяемая погрешностью маяка DME, км
60°6'0" с.ш.	26°27'24" в.д.	128,5	2,04	0,61
60°5'55" с.ш.	26°28'28" в.д.	128,7	2,02	0,61
60°5'51" с.ш.	26°29'32" в.д.	129,0	2,01	0,61
60°5'47" с.ш.	26°30'37" в.д.	129,2	1,99	0,61

Поскольку нарушения норм эшелонирования связаны с большими погрешностями определения местоположения ВС, при расчёте вероятности нарушения норм эшелонирования необходимо рассчитывать вероятность возникновения крайне редких событий, которая определяется характеристиками хвостов применяемых распределений. Широко применяемое нормальное распределение вероятностей имеет тонкие хвосты, в результате чего вероятность появления больших погрешностей систем навигации занижается, а они, в свою очередь, могут привести к нарушению норм эшелонирования.

Как отмечено в обзоре распределений ошибок и показателей точности в навигации [10], на возможную недостоверность результатов, получаемых при использовании нормального распределения, указывали учёные Д. Б. Паркер и Д. А. Хсю. И если Паркер только прогнозировал применение распределений с более тяжёлыми хвостами, Хсю в своих работах уже использовал двойное экспоненциальное распределение, и при этом указывал на необходимость более глубокого анализа классического двумерного экспоненциального распределения, намекая на возможность создания его обобщённого вида.

В качестве примера обобщённого распределения Лапласа может быть рассмотрено распределение, разработанное В. Е. Бенингом и О. О. Ляминам, позволяющее через нормировочную константу произвести настройку хвостов. Функция плотности вероятности выражается как [3]:

$$f(x, \theta) = C(a, b) \exp[-a(x-\theta)^2 - b|x-\theta|], \quad (3)$$

где x – случайная величина (может характеризовать координаты участка маршрута, на котором оценивается вероятность нахождения ВС); θ – среднее значение x ; $C(a, b)$ – нормировочная константа такая, что

$$C(a, b) = \begin{cases} b/2, & a=0; \\ \sqrt{a} \left[\sqrt{\pi} \exp\left(\frac{b^2}{4a}\right) \operatorname{erfc}\left(\frac{b}{2\sqrt{a}}\right) \right]^{-1}, & a>0; \end{cases}$$

$$\operatorname{erfc}(x) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_x^{\infty} \exp(-y^2) dy;$$

a и b – некоторые параметры, причём $a \geq 0$, $b > 0$; $x \in R$ (множеству действительных чисел).

Параметр a регулирует тяжесть хвостов функции распределения, то есть вероятность появления больших ошибок; параметр b соответствует масштабу стандартного распределения Лапласа и находится через СКП σ случайной величины (3) как

$$b = \sigma/\sqrt{2}.$$

Возможность тонкой регуляции хвостов, наравне с простотой закона, делает обобщённое распределение Лапласа полноценной заменой нормальному распределению. Подбором коэффициентов нормировочной константы можно добиться точной аппроксимации экспериментальных данных.

Другим направлением в решении задачи выбора распределения с тяжёлыми хвостами является использование составных законов. Получить составной закон можно в виде суммы плотностей вероятности с применением коэффициента соотношения. При этом выделяют плотность, описывающую типичное отклонение, и плотность, описывающую нетипичное отклонение. Коэффициент соотношения показывает, насколько реже происходят нетипичные отклонения. В общем виде это можно представить как [3]:

$$f = (1-p)f_{core} + pf_{tail},$$

где f_{core}, f_{tail} – плотности вероятности типичного (*core*) и нетипичного (*tail*) законов распределения; p – коэффициент соотношения (весовой коэффициент).

В качестве типичного отклонения обычно принимают нормальное распределение. В качестве нетипичного отклонения для решаемой задачи будем применять распределение Лапласа:

$$f_{norm_Lap} = (1-p) \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{x^2}{2\sigma^2}\right) + p \frac{1}{\sqrt{2}\sigma} \exp\left(-\frac{\sqrt{2}|x|}{\sigma}\right).$$

Для решения задачи расчёта вероятности нарушения норм эшелонирования при оценке размеров зон конфликтных ситуаций в наземной системе предотвращения конфликтов рассмотрим двумерные распределения. Как и в случае с одномерными распределениями, ключевое значение приобретают хвосты функции распределения, при этом нормальное распределение также может занижать вероятность нахождения ВС в анализируемой области, что в итоге скажется на безопасности полётов. Для решаемой задачи возможно применение модифицированного двумерного распределения Лапласа, которое было разработано Т. Ж. Козубовским [11]:

$$f(x, y) = (\pi\sigma_1\sigma_2\sqrt{1-\rho^2})^{-1} K_0 \left[(\sigma_1\sigma_2\sqrt{1-\rho^2})^{-1/2} \sqrt{x^2\frac{\sigma_2}{\sigma_1} - 2\rho xy + y^2\frac{\sigma_1}{\sigma_2}} \right],$$

где K_0 – модифицированная функция Бесселя третьего рода нулевого порядка; σ_1, σ_2 – полуоси эллипса ошибок, полученные с применением выражений (1) и (2) для заданной вероятности, например, 0,95; ρ – коэффициент корреляции.

Недостаток данного распределения состоит в невозможности регулировки тяжести хвостов. Решить проблему можно, используя составные распределения. Так, плотность вероятности, образованная суммой нормального распределения и распределения Лапласа, имеет вид [3]:

$$f(x, y) = (1-p)(2\pi\sigma_1\sigma_2)^{-1} \exp\left\{-\frac{1}{2}\left(\frac{x^2}{\sigma_1^2} + \frac{y^2}{\sigma_2^2}\right)\right\} + \\ + p(\pi\sigma_1\sigma_2)^{-1} K_0\left[(\sigma_1\sigma_2)^{-1/2} \sqrt{x^2 \frac{\sigma_2}{\sigma_1} + y^2 \frac{\sigma_1}{\sigma_2}}\right].$$

Данное составное распределение, в отличие от рассмотренного двумерного распределения Лапласа, позволяет регулировать хвосты.

Таким образом, вероятностный метод расчёта размеров зоны конфликтных ситуаций предполагает следующий алгоритм [3]:

1) На основе данных поля ошибок о погрешностях определения координат ВС в заданной точке воздушной трассы определяется вероятность нахождения ВС, совершающего полёт по первому маршруту, в пределах своего эшелона.

2) По данным поля ошибок второго маршрута определяется вероятность появления второго ВС в пределах СРА первого ВС. При этом во внимание принимается взаимное расположение двух ВС, а также размеры и ориентация эллипса ошибок. Расчёт производится для каждой точки второго маршрута с определённым шагом.

3) Полученная вероятность нарушения норм эшелонирования сравнивается с требуемой вероятностью $3,5 \cdot 10^{-8}$.

Результаты удобно представлять в виде графика, аналогичного тому, что представлен на рис. 2. Следует отметить, что вероятностный метод оценки зон конфликтных ситуаций требует значительных вычислительных ресурсов и может быть реализован в автоматизированных системах УВД, либо в наземной станции внешнего пилота как инструмент контроля безопасности полётов и предотвращения конфликтов.

Пример оценки зон конфликтных ситуаций

В качестве примера оценки зон конфликтных ситуаций с применением стандартных и перспективных методов рассмотрим случай пересекающихся участков воздушных трасс в районе Сахалина (рис. 3).

Пусть пилотируемое ВС направляется из точки *NASAN* с координатами $52^\circ 10' 01''$ с.ш. $141^\circ 39' 41''$ в.д. в точку *NIKOLAEVSK-NA-AMURE* с координатами $53^\circ 09' 08''$ с.ш. $140^\circ 41' 17''$ в.д. Протяжённость участка маршрута составляет 127 км. Маршрут обозначим как R1.

БВС совершает полёт из точки *ADLEP* с координатами $53^\circ 04' 03''$ с.ш. $142^\circ 01' 48''$ в.д. в точку *OGIBA* с координатами $52^\circ 05' 20''$ с.ш. $140^\circ 12' 25''$ в.д. Протяжённость участка маршрута составляет 163 км. Маршрут обозначим как R2.

В точке *NIKOLAEVSK-NA-AMURE* размещается система ближней навигации VOR/DME.

Выполним расчёт зон конфликтных ситуаций с применением геометрического и вероятностного методов для защитного пространства радиусом S равным 15, 10 и 5 км. Результаты расчётов представлены на рис. 4.

Зоны конфликтных ситуаций, полученные с применением геометрического метода, могут быть использованы для штатной ситуации, при которой возможно определение местоположения



Рис. 3. Анализируемые участки воздушных трасс

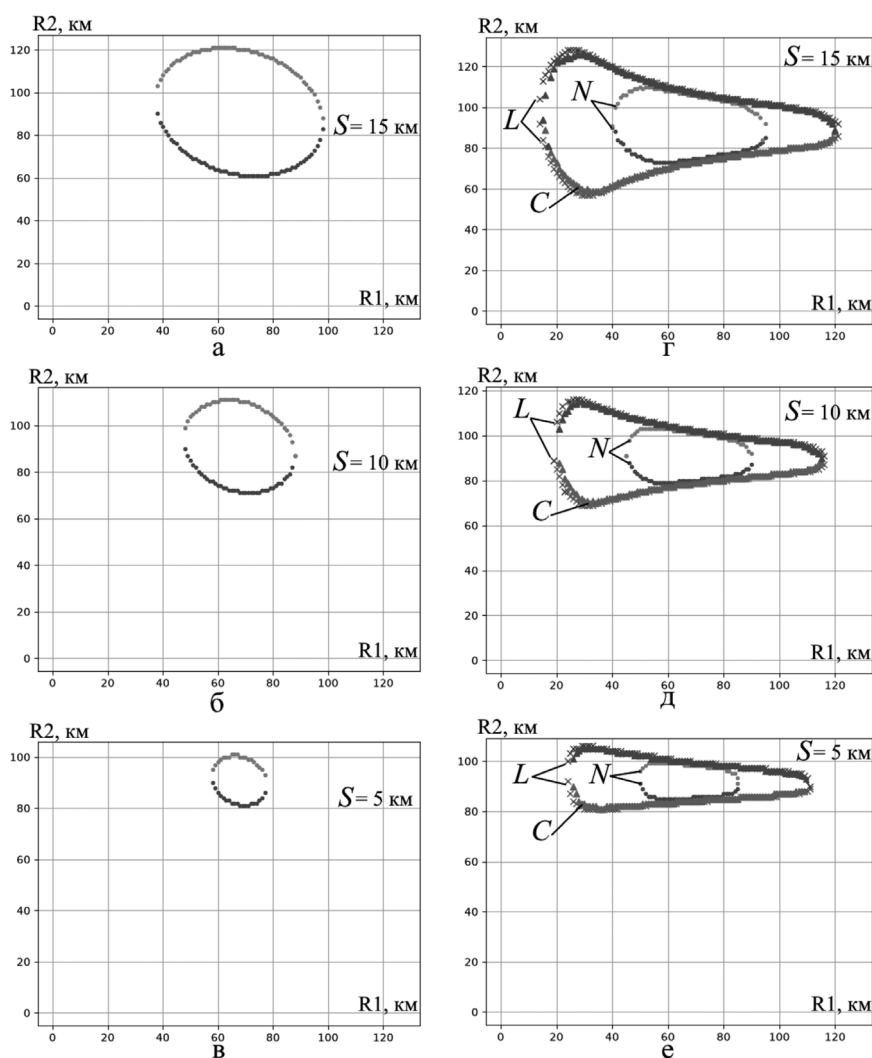


Рис. 4. Результаты расчёта зон конфликтных ситуаций:
с применением геометрического метода, при S равном: 15 км – а; 10 км – б; 5 км – в;
с применением вероятностного метода, при S равном: 15 км – г; 10 км – д; 5 км – е.
На рис. г, д, е показаны результаты применения двумерных распределений:
 N – нормального; L – Лапласа; C – составного

ВС с помощью ГНСС. При отказе ГНСС пилотируемые ВС будут использовать для коррекции ИНС систему VOR/DME, а БВС смогут определять своё местоположение только с помощью ИНС, поскольку, как правило, не имеют бортового оборудования ближней навигации. Результаты, полученные с применением вероятностного метода, наглядно показывают, что двумерное нормальное распределение снижает вероятность нарушения норм эшелонирования, а перспективные двумерные распределения (Лапласа и составное) дают примерно одинаковые результаты при оценке размеров зон конфликтных ситуаций.

Оценим полученные результаты. Рассмотрим ситуацию, при которой БВС, двигаясь по маршруту R2, удалилось от начальной точки *ADLEP* на расстояние 100 км. Оценим размер участка маршрута R1, нахождение на котором ВС приведёт к нарушению норм эшелонирования, результаты сведём в табл. 2.

Табл. 2. Интервалы маршрута R1, нахождение на которых ВС приведёт к нарушению норм эшелонирования

Метод расчёта зон конфликтных ситуаций	Интервал маршрута R1, км, при удалении БВС от начальной точки <i>ADLEP</i> на расстояние 100 км		
	при $S = 15$ км	при $S = 10$ км	при $S = 5$ км
Геометрический	38...93	49...84	62...70
Вероятностный	14...101	18...90	24...78

Анализ табл. 2 показывает, что интервал маршрута R1, на котором во избежание конфликтной ситуации не должны находиться ВС, при использовании вероятностного метода в 1,5, 2 и 6 раз больше (для S равного 15, 10 и 5 км соответственно), чем при использовании геометрического метода. Кроме того, данный интервал при использовании вероятностного метода начинается гораздо раньше: разница в первых точках составляет 24, 31 и 38,0 км (для S равного 15, 10 и 5 км соответственно), что для лёгкого турбовинтового ВС (например, ЛМС-901 «Байкал») с крейсерской скоростью 300 км/ч даёт выигрыш во времени обнаружения конфликта на 4,8, 6,2 и 7,6 минуты, а для среднего турбовинтового ВС (например, Ил-114-300) с крейсерской скоростью 450 км/ч – на 3,2, 4,1 и 5,0 минут (для S равного 15, 10 и 5 км соответственно). Это означает, что в случае внедрения перспективного вероятностного метода оценки зон конфликтных ситуаций пользователь имеет больший запас времени на разрешение конфликта.

Как было указано ранее, наземная система предотвращения конфликтов может быть реализована в автоматизированных системах УВД, при этом диспетчер получает сигнализацию о возможных конфликтах и должен проинформировать о необходимости разрешения конфликта участников движения, в том числе внешнего пилота наземной станции управления БВС, который после согласования с диспетчером УВД должен выполнить действия по разрешению конфликта.

Критическое значение для успешного разрешения конфликта имеет своевременная сигнализация о возможном нарушении норм эшелонирования. В этом аспекте разработанный вероятностный метод оценки зон конфликтных ситуаций имеет неоспоримые преимущества перед геометрическим методом.

Заключение

Принятый в настоящее время геометрический метод оценки зон конфликтных ситуаций в воздушном пространстве не учитывает погрешности определения местоположения ВС и вероятностные показатели безопасности, что может привести к тому, что предупреждение о конфликте будет выдано с задержкой, снижающей эффективность маневрирования.

Разработан вероятностный метод, позволяющий рассчитывать зоны конфликтных ситуаций на основе учёта поля ошибок и использования распределений, обладающих более тяжёлыми хвостами, чем нормальное: распределение Лапласа и составное распределение.

Результаты моделирования, выполненные для участков воздушных трасс в районе Сахалина, показали, что при одинаковых условиях вероятностный метод позволяет в 1,5–6 раз (в зависимости от радиуса защитной зоны) увеличить зоны конфликтных ситуаций по сравнению с аналогичными зонами, рассчитанными с применением геометрического метода. При этом запас времени на обнаружение конфликта увеличивается на 4,8...7,6 минуты для лёгких турбовинтовых самолётов и на 3,2...5,0 минут для средних турбовинтовых самолётов.

Усовершенствованная наземная система предотвращения конфликтов, реализующая вероятностный метод оценки зон конфликтных ситуаций, может быть интегрирована в автоматизированные системы УВД и наземные станции управления внешнего пилота для повышения безопасности полётов при интеграции беспилотной авиации в единое воздушное пространство.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Conflict of interest. The authors declare no conflict of interest.

Список источников

1. Riedel M. A Review of Detect and Avoid Standards for Unmanned Aircraft Systems. *Aerospace*, 2025, vol. 12, no. 4, 344. <https://doi.org/10.3390/aerospace12040344>
2. Разработка требований к системам предупреждения столкновений в воздухе беспилотных воздушных судов между собой и с пилотируемыми воздушными судами, обеспечивающих безопасное выполнение совместных полётов в едином воздушном пространстве: Отчёт о научно-исследовательской работе. Москва: ГосНИИ ГА, 2025. 5110 с.
3. Рубцов Е. А. Разработка и реализация методов расчёта эксплуатационных характеристик средств радиотехнического обеспечения полётов: дис. канд. техн. наук. Санкт-Петербург: Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации, 2015. 226 с.
4. Рубцов Е. А. Распределения ошибок определения координат воздушных судов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2014. Т. 13. № 1(43). С. 267–274. [https://doi.org/10.18287/1998-6629-2014-0-1\(43\)-267-274](https://doi.org/10.18287/1998-6629-2014-0-1(43)-267-274)
5. Рубцов Е. А., Кудряков С. А., Романцев В. В., Беляев С. А. Анализ использования общего воздушного пространства и захода на посадку при использовании параллельных взлётно-посадочных полос пилотируемыми и беспилотными воздушными судами // Известия СПбГЭТУ ЛЭТИ. 2019. № 4. С. 13–19.
6. Плясовских А. П., Рубцов Е. А., Калинин А. С., Давиденко В. Ю. Подтверждение достоверности сообщений АЗН-В путём оценки высоты полёта воздушного судна // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. 2023 № 1. С. 118–133. https://doi.org/10.51955/2312-1327_2023_1_118
7. Калинин А. С. Модифицированная методика подтверждения данных АЗН-В с коррекцией температуры при оценке высоты полёта (часть 1) // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. 2023. № 4. С. 28–49. https://doi.org/10.51955/2312-1327_2023_4_28
8. Рубцов Е. А., Кудряков С. А., Далингер Я. М., Калинин А. С. Метод стробирования данных АЗН-В и его вероятностные модели // Научный вестник МГТУ ГА. 2023. Т. 26. № 4. С. 50–63. <https://doi.org/10.26467/2079-0619-2023-26-4-50-63>
9. Бакитько Р. В. и др. ГЛОНАСС. Модернизация и перспективы развития. Монография / под ред. А. И. Перова. Москва: Радиотехника, 2020. 1072 с.
10. Stellios P. M. *Error distributions and accuracy measures in navigation: an overview*. Geodesy and geomatics engineering UNB, technical report no. 113, Department of Surveying Engineering University of New Brunswick, Canada, 1985, 160 p.

11. Kotz S., Kozubowski T. J., Podgórski K. *The Laplace distribution and generalizations: A revisit with applications to communications, economics, engineering and finance*. Birkhäuser, Boston, 2001, 349 p.

References

1. Riedel M. A Review of Detect and Avoid Standards for Unmanned Aircraft Systems. *Aerospace*, 2025, vol. 12, no. 4, 344. <https://doi.org/10.3390/aerospace12040344>
2. Development of requirements for Collision Avoidance Systems in the Air for Unmanned Aircraft between themselves and with manned aircraft, ensuring the safe execution of joint flights in the unified airspace. Report on Research Work. Moscow, GosNII GA Publ., 2025, 5110 p. (In Russ.)
3. Rubtsov E. A. Development and implementation of methods for calculating the operational characteristics of flight radio equipment. Candidate's dissertation Technical Sciences, Saint-Petersburg, Saint Petersburg State University of Civil Aviation, 2015, 226 p. (In Russ.)
4. Rubtsov E. A. Error distributions in aircraft position determination. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2014, vol. 13, no. 1(43), pp. 267–274. (In Russ.) [https://doi.org/10.18287/1998-6629-2014-0-1\(43\)-267-274](https://doi.org/10.18287/1998-6629-2014-0-1(43)-267-274)
5. Rubtsov E. A., Kudryakov S. A., Romantsev V. V., Belyaev S. A. Analysis of the use of non-segregated airspace and approach with parallel runways using manned and unmanned aircraft. *LETI transactions on electrical engineering&computer science*, 2019, no. 4, pp. 13–19. (In Russ.)
6. Plyasovskih A. P., Rubtsov E. A., Kalintsev A. S., Davidenko V. Yu. Confirmation of ADS-B messages by aircraft flight altitude. *Crede Experto: transport, society, education, language*, 2023, no. 1, pp. 118–133. (In Russ.), https://doi.org/10.51955/2312-1327_2023_1_118
7. Kalintsev A. S. Modified methodology for confirming ADS-B data with correction of temperature values when estimating the flight altitude (part 1). *Crede Experto: transport, society, education, language*, 2023, no. 4, pp. 28–49. (In Russ.), https://doi.org/10.51955/2312-1327_2023_4_28
8. Rubtsov E. A., Kudryakov S. A., Dalinger Ya. M., Kalintsev A. S. ADS-B data gating technique and its probabilistic models. *Civil Aviation High Technologies*, 2023, vol. 26, no. 4, pp. 50–63. (In Russ.) <https://doi.org/10.26467/2079-0619-2023-26-4-50-63>
9. Bakitko R. V. et al. *GLONASS. Modernization and development prospects*. The monograph, Ed. A. I. Perov. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2020, 1072 p. (In Russ.)
10. Stellios P. M. *Error distributions and accuracy measures in navigation: an overview*. Geodesy and geomatics engineering UNB, technical report no. 113, Department of Surveying Engineering University of New Brunswick, Canada, 1985, 160 p.
11. Kotz S., Kozubowski T. J., Podgórski K. *The Laplace distribution and generalizations: A revisit with applications to communications, economics, engineering and finance*. Birkhäuser, Boston, 2001, 349 p.

Информация об авторах

Рубцов Евгений Андреевич, кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, rubtcov_ea@gosniiga.ru

Калинцев Андрей Сергеевич, директор Центра – начальник отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, Kalincev_AS@gosniiga.ru

Кузнецов Сергей Вадимович, директор Научного центра, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, kuznetsov_sv@gosniiga.ru

Authors information

Rubtsov Evgeny A., Candidate of Sciences (Engineering), Leading Researcher, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, rubtcov_ea@gosniiga.ru

Kalintsev Andrei S., Director of the Center – Head of the Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, Kalincev_AS@gosniiga.ru

Kuznetsov Sergei V., Director of the Scientific Center, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, kuznetsov_sv@gosniiga.ru

Статья поступила в редакцию 27.07.2026; одобрена после рецензирования 14.08.2026; принята к публикации 24.08.2026.

The article was submitted 27.07.2026; approved after reviewing 14.08.2026; accepted for publication 24.08.2026.

Научная статья

УДК 621.396.96:656.7.072.51

ОТ КОНЦЕПЦИИ К РЕЗУЛЬТАТАМ: МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АЛГОРИТМОВ БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ СТОЛКНОВЕНИЙ ДЛЯ БЕСПИЛОТНЫХ АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМ

И. В. АВТИН¹, А. В. САВКИН², Б. В. КОШЕЛЕВ², А. А. БЕЛОВ³, В. В. ХУДОШИН³¹Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия²Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, Россия³АО «Навигатор», Санкт-Петербург, Россия

Аннотация. В статье представлены основные аспекты создания математической модели логики (ММЛ) системы предупреждения столкновений (СПС). Описан процесс верификации логики СПС, обеспечивающей безопасное совместное использование воздушного пространства для беспилотных воздушных судов (БВС), в том числе совместно с пилотируемыми воздушными судами (ПВС). Проведён анализ требований к математической модели бортовой СПС, описаны мультисенсорная архитектура, интегрирующая кооперативные и некооперативные средства наблюдения, и взаимодействие её компонентов. Продемонстрирована комплексная методика испытаний, включающая проверку функциональных характеристик среды моделирования и логики СПС и статистическую оценку основных метрик безопасности. Исследовано влияние погрешностей измерительной подсистемы на эффективность работы алгоритмов. Показано, что учёт параметров качества навигационного решения позволяет сократить интервалы эшелонирования в горизонтальной плоскости при сохранении целевых показателей безопасности. Результаты моделирования демонстрируют высокую устойчивость реализованной логики к погрешностям измерений. Методы и способы верификации ММЛ СПС могут быть использованы при разработке систем деконфликтинга и формировании эксплуатационных требований к средствам наблюдения в условиях интеграции беспилотной авиации в общее воздушное пространство, а также при разработке нормативной базы для регулирования полётов БВС.

Ключевые слова: система предупреждения столкновений, беспилотные авиационные системы, мультисенсорная архитектура, математическое моделирование, безопасность полётов, деконфликтинг, алгоритмы уклонения, интеграция БВС, средства наблюдения, метрики безопасности, ДАА-система, верификация алгоритмов, аэронавигация, эксплуатация авиационной техники

Для цитирования: Автин И. В., Савкин А. В., Кошелев Б. В., Белов А. А., Худошин В. В. От концепции к результатам: математическое моделирование алгоритмов бортовой системы предупреждения столкновений для беспилотных авиационных систем // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2026. № 55. С. 24–37.

Original article

FROM CONCEPT TO RESULTS: MATHEMATICAL MODELING OF ALGORITHMS FOR AN UAS AIRBORNE COLLISION AVOIDANCE SYSTEM

I. V. AVTIN¹, A. V. SAVKIN², B. V. KOSHELEV², A. A. BELOV³, V. V. KHUDOSHIN³

¹The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia

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

³JSC "Navigator", Saint Petersburg, Russia

Abstract. The paper addresses key aspects of mathematical modelling of the airborne collision avoidance system (ACAS) logic mathematical model (MML). The process of verifying the ACAS logic is described, ensuring safe co existence in the airspace for unmanned aircraft (UA), including joint operations with manned aircraft. An analysis of requirements for the ACAS mathematical model is carried out; the multisensor architecture and the interaction of its components are outlined, integrating cooperative and non cooperative surveillance means. A comprehensive test methodology is demonstrated, encompassing validation of the simulation environment's functional characteristics and ACAS logic, as well as statistical assessment of key safety metrics. The impact of measurement subsystem errors on algorithm performance is investigated. It is shown that accounting for navigation solution quality parameters enables reduction of horizontal separation minima while maintaining target safety performance levels. Simulation results demonstrate high robustness of the implemented logic to measurement errors. The methods and procedures for verifying the MML can be applied in the development of deconfliction systems and in formulating operational requirements for surveillance means under conditions of unmanned aviation integration into the common airspace, as well as in drafting regulatory framework for UA operations.

Keywords: collision avoidance system, unmanned aircraft systems, multisensory architecture, mathematical modeling, flight safety, deconflicting, avoidance algorithms, UAV integration, surveillance equipment, safety metrics, DAA system, algorithm verification, navigation, operation of aircraft

For citation: Avtin I. V., Savkin A. V., Koshelev B. V., Belov A. A., Khudoshin V. V. From concept to results: mathematical modeling of algorithms for an UAS airborne collision avoidance system. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2026, no. 55, pp. 24–37. (In Russ.)

Введение

В последнее десятилетие наблюдается устойчивый рост номенклатуры БВС, спектра их применения в различных отраслях экономики, что вызвано развитием технологий и увеличением спроса на решения, повышающие эффективность и безопасность полётов. Парк БВС пополняется как лёгкими аппаратами, так и более тяжёлыми платформами с увеличенной дальностью и продолжительностью полёта. Увеличение числа БВС в воздушном пространстве закономерно повышает вероятность конфликтных ситуаций как между БВС, так и между БВС и ПВС. В этих условиях обеспечение безопасного совместного использования воздушного пространства становится одной из ключевых задач авиационной отрасли.

Международные и национальные регуляторы последовательно формируют требования к безопасности полётов БВС, подчёркивая необходимость реализовать в комплексе оборудования БВС функцию обнаружения и уклонения DAA (Detect and Avoid) от других участников движения.

В соответствии с постановлением Правительства от 30.11.2024 № 1701¹ БВС при совместных полётах с ПВС должны быть оснащены бортовой СПС. Требования к системам данного типа состоят в том, что оборудование должно обеспечивать следующие функции: автоматическое уклонение БВС от иного воздушного судна (ВС), находящегося в опасной близости; передачу данных о координатах и траектории полёта БВС, скорости сближения БВС по горизонтали

¹ Постановление Правительства Российской Федерации от 30.11.2024 № 1701 «Об утверждении требований к оснащению пилотируемых воздушных судов и беспилотных авиационных систем оборудованием связи, навигации, наблюдения, автоматического предотвращения столкновений.....».

и по вертикали с иным ВС, находящимся в опасной близости; формирование сигнализации внешнему пилоту и/или автопилоту об опасном сближении с иным ВС и рекомендации на манёвр, с учётом лётно-технических характеристик БВС, для устранения опасного сближения.

В статье приведено краткое описание архитектуры бортовой СПС для БВС и представлены основные результаты выполненной работы в части программной реализации модели логики СПС и применённого подхода к её верификации, также показаны возможные пути исследования работы СПС для БВС.

Концепция системной архитектуры бортовой СПС для БВС

В условиях интеграции БВС в единое воздушное пространство критически важной задачей становится оценка воздушной обстановки по результатам комплексирования трафика от нескольких источников данных [1–5]. Один источник данных (например, только ADS-B) не способен обеспечить требуемый уровень целостности, непрерывности и достоверности информации о потенциальных конфликтах во всём спектре эксплуатационных условий воздушного пространства. Мультисенсорный подход позволяет компенсировать ограничения отдельных технологий: например, радиолокационные средства эффективны на больших дальностях и в условиях ограниченной видимости, но могут иметь «мёртвые зоны» вблизи БВС; оптико-электронные системы технического зрения и LIDAR² обеспечивают высокую точность на малых дистанциях, однако чувствительны к погодным условиям. Эти системы являются некооперативными (способны детектировать объекты без оборудования активного ответа), однако построение высокоточных некооперативных систем с большой дальностью обнаружения приводит к существенному увеличению стоимости конечного изделия. Данные ADS-B дают оперативную идентификацию и параметры движения оборудованных ВС, но в настоящее время, в соответствии с нормативными документами, зависят от данных спутниковых навигационных систем и подвержены спуфингу – кибератакам, в результате которых настоящие навигационные сигналы (например от GPS или ГЛОНАСС) подменяются ложными, искажающими действительную информацию о местонахождении ВС.

Таким образом, для обеспечения уровня надёжности и полноты восприятия окружающей среды, необходимого для безопасной эксплуатации БВС в общем воздушном пространстве, требуется интеграция разнородных сенсоров.

Результаты проведённого исследования [6] показали необходимость дифференциации СПС в зависимости от класса воздушного пространства, в котором предполагается эксплуатация БВС.

Для полётов в контролируемом воздушном пространстве, где обеспечивается диспетчерское обслуживание и высока плотность оборудованных ВС, состав бортового комплекса СПС целесообразно формировать на базе следующих компонентов:

- некооперативное наблюдение, реализуемое на базе бортового локатора ATAR³ и/или системы технического зрения;

- кооперативное наблюдение, реализуемое на базе системы активного наблюдения, использующей радиоканал 1030/1090 МГц, системы ADS-B Out/In (передача/приём) и приёмоответчика системы управления воздушным движением (УВД).

Для эксплуатации в неконтролируемом воздушном пространстве, где отсутствует диспетчерское обслуживание (классы⁴ G и H), а доля необорудованных или малозаметных воздушных

² Оптический сенсор активного зондирования, обеспечивающий обнаружение участников воздушного движения и препятствий посредством измерения времени возврата отражённых лазерных импульсов.

³ ATAR (Air-to-Air Radar) – бортовая радиолокационная система, , предназначенная в первую очередь для обнаружения и отслеживания любых ВС в зоне обзора, в том числе ВС без транспондера (некооперативных).

⁴ См. Федеральные правила использования воздушного пространства Российской Федерации (с изменениями на 31 июля 2025 года).

объектов может быть значительной, в архитектуре СПС на первый план выходят автономные средства обнаружения и межбортовое взаимодействие. В этом случае обязательными компонентами становятся:

- некооперативное наблюдение, реализуемое на базе системы технического зрения или LIDAR;
- кооперативное наблюдение, реализуемое на базе системы ADS-B In на частоте 1090 МГц и системы наблюдения V2V⁵ In/Out.

Описанная концепция системной архитектуры бортовой СПС для БВС базируется на принципах модульности, адаптивности и использования как минимум трёх независимых источников данных о воздушной обстановке. Дифференцированный подбор состава оборудования в зависимости от целевого класса воздушного пространства позволяет оптимизировать баланс между эффективностью ухода от столкновения, массогабаритными ограничениями и энергопотреблением бортовых систем, обеспечивая при этом соответствие требованиям регуляторов по безопасности полётов и интеграции БВС в общее воздушное пространство.

На рис. 1 представлена обобщённая концепция системной архитектуры бортовой СПС (БСПС) [6] с указанием типов взаимодействия.

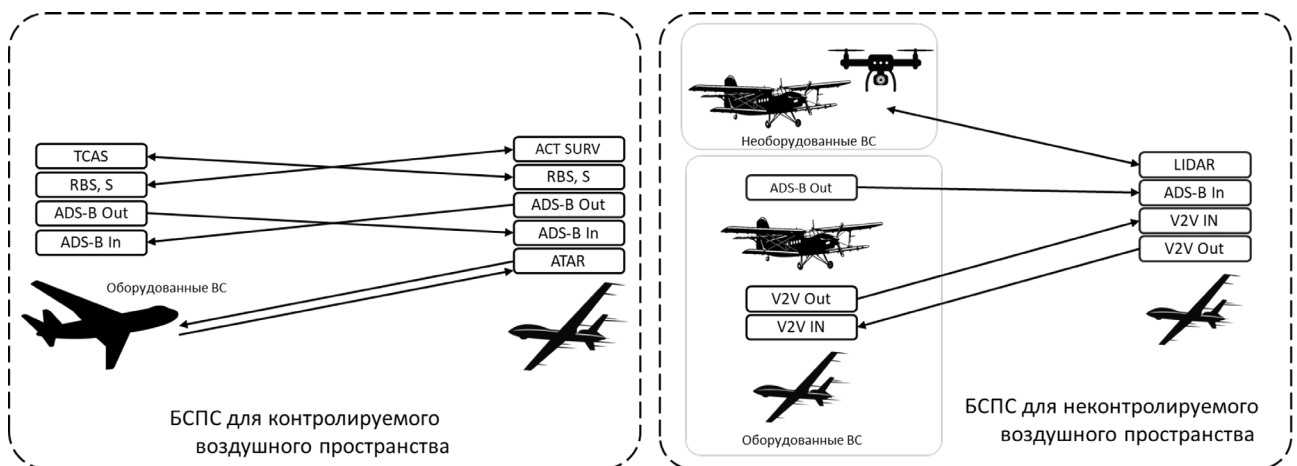


Рис. 1. Обобщённая концепция системной архитектуры БСПС

На рис. 1 используются следующие обозначения:

TCAS (Traffic Collision Avoidance System) – БСПС, которая отслеживает воздушное движение методом вторичной локализации с помощью запросов на частоте 1030 МГц и получаемых на них ответов приёмопередатчика УВД режимов RBS и S⁶ на частоте 1090 МГц.

ACT SURV (Active Surveillance) – функция активного наблюдения, обеспечивающая наблюдение за воздушной обстановкой также с помощью запросов на частоте 1030 МГц и получаемых на них ответов приёмопередатчика УВД режимов RBS и S на частоте 1090 МГц.

Основные параметры СПС

Для обеспечения релевантности оценки соответствия СПС задачам разрешения конфликтных ситуаций разработка, квалификация и сертификация подобных систем в составе

⁵ Протокол передачи информации для БВС, позволяющий им обмениваться данными о местоположении для координации манёвров уклонения в рамках СПС.

⁶ Режимы приёмопередатчика RBS обеспечивают базовую идентификацию воздушного судна и передачу высоты, а режим S – обмен расширенной полётной информацией, обеспечивающий снижение нагрузки на радиоканал и улучшение функции наблюдения за счёт адресных запросов.

БАС производятся в соответствии с действующими в этой области отраслевыми стандартами. Для этого в качестве нормативно-технической базы целесообразно использовать нормативные документы ИКАО, GAMA⁷, JARUS⁸, которые в том числе опираются на технические требования, предъявляемые к эксплуатационным характеристикам СПС. Некоммерческая организация RTCA⁹ систематизировала эти требования в своих нормативных документах DO-365¹⁰, DO-386¹¹ и DO-396¹², посвящённых прежде всего аспектам проектирования, верификации и валидации СПС.

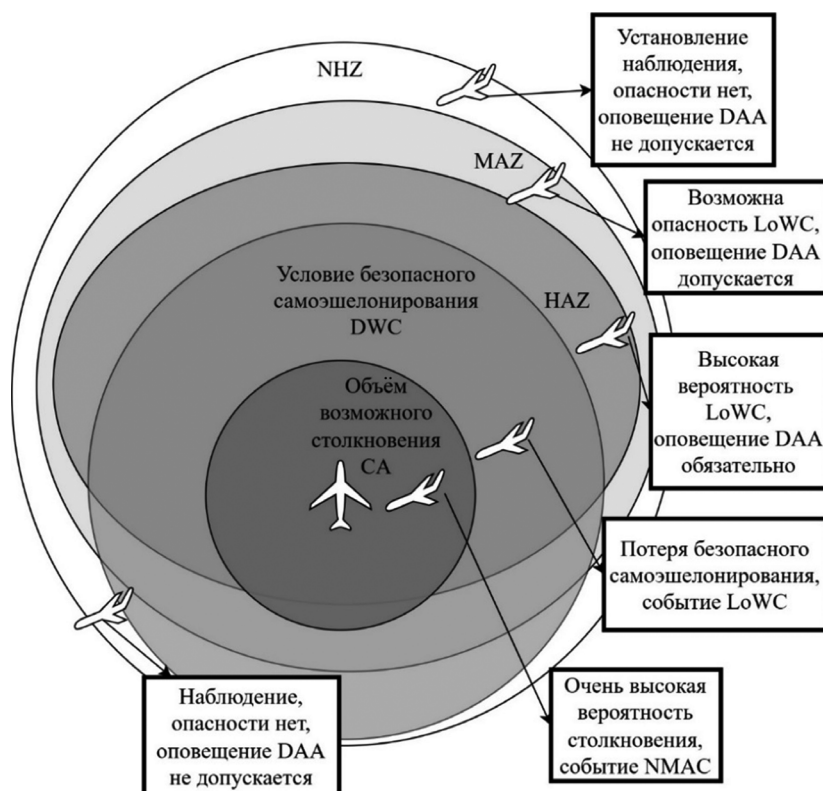


Рис. 2. Обозначения зон, используемых СПС при оценке воздушной обстановки

На рис. 2 представлены наборы зон, используемых СПС при оценке воздушной обстановки, а также событий и возможных реакций СПС при попадании другого ВС в эти зоны.

На рис. 2 используются следующие обозначения:

NHZ (Non-Hazard Zone) – область воздушного пространства вокруг ВС, ограниченная цилиндром с радиусом и высотой, обеспечивающими запас времени для осуществления действий, направленных на предотвращение угрозы столкновения.

⁷ GAMA (General Aviation Manufacturers Association) – отраслевая торговая ассоциация, представляющая производителей авиационной техники авиации общего назначения и координирующая выработку отраслевых стандартов, сертификационных требований и статистических отчётов по поставкам авиатехники.

⁸ JARUS (Joint Authorities for Rulemaking on Unmanned Systems) – международный объединённый комитет экспертов из национальных авиационных властей и региональных организаций по безопасности полётов. Его главная задача – разработка нормативных документов по БАС.

⁹ RTCA (Radio Technical Commission for Aeronautics) – некоммерческая международная отраслевая организация, разрабатывающая согласованные технические стандарты и рекомендации для авиационных систем и оборудования, на которые опираются регуляторы при сертификации авиатехники.

¹⁰ RTCA DO-365: стандарты минимальных эксплуатационных характеристик для систем DAA.

¹¹ RTCA DO-386: стандарты минимальных эксплуатационных характеристик для систем ACAS Xu.

¹² RTCA DO-396: стандарты минимальных эксплуатационных характеристик для систем ACAS sXu.

MAZ (Mid-Air Collision Zone) – это зона вокруг ВС, определяющая объём пространства, в котором существует риск столкновения с другими объектами и требуется активация манёвра уклонения.

HAZ (Hazard Alert Zone) – область воздушного пространства вокруг ВС, в пределах которой СПС должна обеспечивать выдачу рекомендаций, направленных на предотвращение столкновений.

NMAC (Near Mid-Air Collision) – авиационный инцидент, характеризующийся опасным сближением ВС (как правило, при вертикальном разделении ≤ 100 футов и/или горизонтальном ≤ 500 футов), создающим реальную угрозу столкновения без фактического контакта между ними.

DWC (DAA Well Clear) – это алгоритмически определяемый критерий безопасного эшелонирования в СПС, задающий пороговые значения горизонтального и вертикального разделения с учётом относительной скорости сближения, при нарушении которых фиксируется потеря статуса безопасного самоэшелонирования (Loss of Well Clear, LoWC) и иницируются меры по предотвращению конфликта.

CA (Collision Avoidance) – это зона, в пределах которой СПС инициирует манёвры уклонения для предотвращения столкновения с обнаруженными объектами.

Под термином LoWC для ВС понимается геометрическая конфигурация взаимного расположения воздушных судов ВС, при которой траектория другого ВС пересекает нормативно установленную для рассматриваемого ВС границу зоны безопасного самоэшелонирования (“Well Clear”), определяемую в соответствии с регламентирующими документами ИКАО и стандартами RTCA.

В качестве ключевых количественных метрик для оценки уровня безопасности полётов приняты показатели LR (LoWC Rate) и RR (Risk Ratio).

Коэффициент LR служит основным индикатором эффективности СПС в части предотвращения утраты состояния “Well Clear” применительно к БВС.

Коэффициент риска RR выступает в качестве ключевой количественной метрики для оценки относительной безопасности эксплуатации СПС. Данный показатель служит для количественной оценки эффекта от внедрения СПС в части снижения вероятности инцидентов типа NMAC.

Преимуществом этих метрик является их относительная независимость от общего количества сложных конфликтных ситуаций в наборе сценариев, используемых при имитации конфликтных ситуаций в программном обеспечении (ПО) ММЛ СПС – показатели масштабируются пропорционально числу неустраняемых (не подавляемых системой) событий, что обеспечивает сопоставимость результатов в различных сценариях испытаний.

Вероятности событий LoWC, NMAC и показатели LR и RR согласно RTCA DO-365 определяют по формулам:

$$P_{\text{LoWC}} = \frac{N_{\text{LoWC}}}{N_{\text{Encounters}}}; \quad P_{\text{UM.LoWC}} = \frac{N_{\text{UM.LoWC}}}{N_{\text{Encounters}}};$$

$$\text{LR} = \frac{P_{\text{LoWC}}}{P_{\text{UM.LoWC}}} = \frac{N_{\text{LoWC}}}{N_{\text{UM.LoWC}}};$$

$$P_{\text{NMAC}} = \frac{N_{\text{NMAC}}}{N_{\text{Encounters}}}; \quad P_{\text{UM.NMAC}} = \frac{N_{\text{UM.NMAC}}}{N_{\text{Encounters}}};$$

$$\text{RR} = \frac{P_{\text{NMAC}}}{P_{\text{UM.NMAC}}} = \frac{N_{\text{NMAC}}}{N_{\text{UM.NMAC}}},$$

где P_{LoWC} – вероятность LoWC; N_{LoWC} – число подавляемых СПС конфликтов, связанных с событием LoWC; $N_{\text{Encounters}}$ – суммарное число конфликтов; $P_{\text{UM.LoWC}}$ – вероятность неподавляемых LoWC; $N_{\text{UM.LoWC}}$ – число неподавляемых LoWC; P_{NMAC} – вероятность NMAC; $P_{\text{UM.NMAC}}$ – вероятность неподавляемых NMAC; N_{NMAC} – число подавляемых СПС конфликтов, связанных с событием NMAC; $N_{\text{UM.NMAC}}$ – число неподавляемых NMAC.

Значения показателей больше 1 указывают на то, что внедрение СПС сопровождается ростом числа случаев LoWC и NMAC по сравнению с базовым сценарием эксплуатации без использования системы. Соответственно, снижение значения показателей LR и RR свидетельствует о повышении эффективности СПС в предотвращении критических сближений и обеспечении требуемого уровня эшелонирования в заданном эксплуатационном окружении.

Алгоритмы СПС формируют рекомендации на манёвр, опираясь на нормируемые пороговые значения: временные пороги, которые обозначаются как τ_{MOD}^* , и пороги по дальности, обозначаемые HMD*.

Пороговые значения для выдачи оповещений в зависимости от участка маршрута, нормируемые RTCA DO-365, приведены в табл. 1.

Табл. 1. Пороговые значения для выдачи оповещений в зависимости от участка маршрута, нормируемые RTCA DO-365

Этап		Маршрут			Терминальная зона
Тип предупреждения		Превентивный	Корректирующий	Аварийный	Аварийный
HAZ	τ_{MOD}^* [с]	35	35	35	0
	DMOD и HMD* [фут]	4000	4000	4000	1500
	h^* [фут]	700	450	450	450
Время срабатывания сигнализации	Минимальное среднее время срабатывания сигнализации [с]	55 (до HAZ)	55 (до HAZ)	25 (до HAZ)	45 (до HAZ)
	Поздний порог (с)	20 (до HAZ) или 5 (после HAZ)	20 (до HAZ) или 5 (после HAZ)	15 (до HAZ) или 5 (после HAZ)	30 (до HAZ) или 10 (после HAZ)
	Ранний порог (с)	75 (до HAZ) или 110 (до HAZ)	75 (до HAZ) или 110 (до HAZ)	55 (до HAZ) или 110 (до HAZ)	70 (до HAZ) или 70 (до CPA)
NHZ	τ_{MOD}^* [с]	110	110	90	110
	DMOD и HMD* [м.миль]	1,5	1,5	1,2	0,329
	VMOD [фут]	800	450	450	450

В табл. 1 используются следующие обозначения.

DMOD – параметр, характеризующий разделение в горизонтальной плоскости, который алгоритмы логики СПС используют, чтобы скорректировать зону защиты вокруг собственного ВС с учётом особенностей сближения.

HMD (Horizontal Miss Distance) – ключевой параметр для определения состояния “Well Clear”, оценивающий безопасность горизонтального расстояния между траекториями движения двух ВС.

h^* – пороговое значение вертикального расстояния (вертикальный порог), используемое в формальном определении состояния “Well Clear”.

VMOD (Vertical Modification) – корректирующий параметр, который с учётом особенностей сближения воздушных судов и неопределённости данных в реальном времени адаптирует целевое значение вертикального эшелонирования.

τ_{MOD}^* – модифицированный временной порог, который определяет, сколько времени до прогнозируемого минимального сближения должно оставаться, чтобы система считала, что состояние «Well Clear» ещё сохраняется.

CPA (Closest Point of Approach) – момент достижения минимального расстояния между двумя ВС.

Требования разработчиков к модели логики работы алгоритмов СПС

В качестве исходных данных для логической подсистемы СПС используются результаты работы модуля трекинга, реализующего процедуру мультисенсорного слияния данных наблюдения от разнородных источников информации. На выходе модуля формируется консолидированная траектория ВС-нарушителя (далее – интродер)¹³, представляющая собой оценку его пространственно-временного положения с учётом алгоритмов фильтрации и комплексирования измерений. В целях моделирования погрешностей входных данных в качестве инструмента параметризации ошибок наблюдения применён механизм введения среднеквадратических отклонений (СКО) координат интродера, соответствующих характеристикам точности модуля трекинга. Такой подход позволяет имитировать реалистичные условия неопределённости в определении местоположения интродера и оценивать робастность алгоритмов СПС к ошибкам исходных данных.

Для подтверждения функциональных и эксплуатационных характеристик ММЛ СПС и среды её моделирования сформулирован комплекс требований, регламентирующих функциональные характеристики ПО ММЛ СПС. ПО должно:

- обеспечивать формирование и передачу потребителям (лицам, занимающимся обеспечением, подготовкой, организацией и выполнением полётов ВС) данных о воздушной обстановке, реализовывать алгоритмы оценки степени опасности наблюдаемых интродеров на основе анализа параметров сближения (дистанции, скорости, относительного движения и прогнозируемой траектории);
- предусматривать средства визуализации и вывода информации о траекториях движения интродеров и собственного ВС в единой координатной системе;
- обладать интерфейсом интеграции, обеспечивающим подключение и использование различных вариантов логики СПС в рамках унифицированной среды моделирования;
- поддерживать загрузку сценариев опасных сближений из внешних файлов для обеспечения гибкости настройки испытательных режимов и воспроизводимости тестовых условий;
- формировать выходные данные об опасных манёврах с ранжированием по уровню критичности;
- генерировать рекомендации по выбору безопасного направления манёвра как в горизонтальной, так и в вертикальной плоскостях с учётом текущих динамических ограничений БВС;
- предоставлять набор рекомендаций по предотвращению развития конфликтной ситуации, включая варианты траекторных корректировок и временных параметров их реализации;
- включать функционал имитационного моделирования ошибок наблюдения, позволяющий параметрически задавать погрешности определения местоположения интродеров, соответствующие характеристикам реальных систем наблюдения;
- включать функционал задержек, вносимых оборудованием СПС, линией передачи данных и временем реакции внешнего пилота в обобщённом виде;
- вести журнал событий с фиксацией ключевых параметров работы системы (моментов обнаружения угрозы, генерации рекомендаций, изменения статуса конфликтной ситуации и т. д.),

¹³ Англ. “intruder”. Устоявшийся термин для ВС, которое СПС обозначает как потенциально опасное, которое «вторгается» в безопасную зону вашего самолёта – то есть нарушает заранее заданные пространственно-временные границы, за которыми риск столкновения становится неприемлемым.

пригодный для последующего расчёта основных метрик безопасности СПС (в том числе показателей достоверности обнаружения и частоты ложных срабатываний);

– обеспечивать возможность непрерывного мониторинга и оценки реакции логики СПС на реализуемый сценарий конфликтной ситуации в реальном масштабе времени, что необходимо для анализа временных характеристик принятия решений и верификации устойчивости алгоритмов в динамически изменяющихся условиях.

Указанный комплекс требований служит основой для проведения верификационных и валидационных процедур ПО ММЛ СПС, направленных на подтверждение соответствия системы целевым показателям надёжности, точности и оперативности реагирования в условиях, максимально приближённых к реальным эксплуатационным сценариям.

Методика испытаний и полученные результаты

Процесс верификации и валидации ПО ММЛ СПС и среды её моделирования осуществлялся в рамках многоэтапной испытательной процедуры, обеспечивающей комплексную оценку функциональных и эксплуатационных характеристик разрабатываемого решения.

На первом этапе выполнялась проверка среды моделирования на предмет функциональной состоятельности и выявления потенциальных аномалий функционирования. В рамках этого этапа проводилась диагностика инфраструктурного контура имитационного комплекса, включая контроль целостности вычислительных модулей, корректности инициализации параметров среды и отсутствия нештатных режимов работы, способных исказить результаты последующих испытаний.

Второй этап был ориентирован на верификацию алгоритмической логики СПС посредством сопоставления реализуемого поведения системы с эталонной моделью логики DAIDALUS¹⁴. В ходе испытаний осуществлялась оценка точности идентификации потенциально конфликтных ситуаций, корректности классификации пространственных зон (запрещённых и разрешённых для манёвра), а также валидность генерируемых системой рекомендаций и состояний индикаторов по разрешению конфликтных сценариев. Данный этап направлен на выявление расхождения между заложенной логикой принятия решений и целевыми требованиями к функциональности СПС.

Третий этап включал проведение статистических испытаний, нацеленных на количественную оценку эффективности работы СПС посредством расчёта ключевых метрик безопасности при применении СПС, таких как LR и RR. Статистическая обработка массивов тестовых данных обеспечивала получение репрезентативных оценок надёжности системы. На данном этапе дополнительно разработан генератор сценариев, формирующий конфликтные ситуации по заданным параметрам.

По результатам каждого этапа фиксировался перечень выявленных замечаний и отклонений, на основании которого реализовывался цикл доработок ПО ММЛ СПС. Мероприятия по модификации программного продукта охватывали устранение выявленных аномалий функционирования, корректировку алгоритмической логики и расширение функционального потенциала системы.

Жизненный цикл ПО ММЛ СПС изображён на рис. 3. Структурная схема процесса тестирования, отражающая последовательность и взаимосвязи между компонентами испытательной процедуры, представлена на рис. 4. При этом тестирование проводилось в том числе в режиме “closed-loop”¹⁵.

¹⁴ DAIDALUS (Detect and Avoid Alerting Logic for Unmanned Systems) – набор алгоритмов для систем DAA, реализующий логику определения статуса “Well Clear”, расчёта зон угрозы и формирования рекомендаций по манёврам, базирующихся на математической модели, включённой в стандарты RTCA.

¹⁵ Тестирование проходит в условиях, имитирующих реальную замкнутую среду: реакция СПС зависит от того, что она сама «видит» в окружающей обстановке в каждый момент времени; решения, сигналы предупреждения СПС становятся частью входного воздействия для следующего шага симуляции, образуя замкнутый контур.

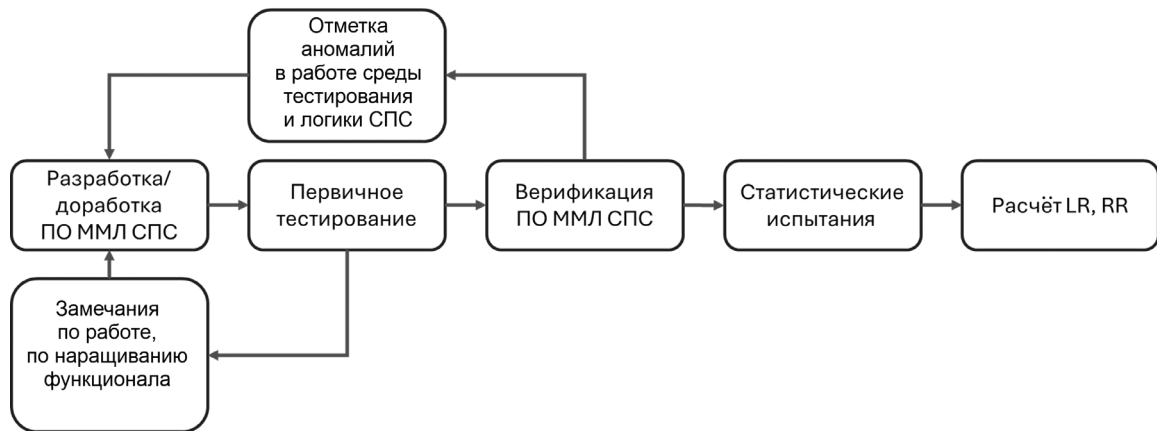


Рис. 3. Жизненный цикл ПО ММЛ СПС

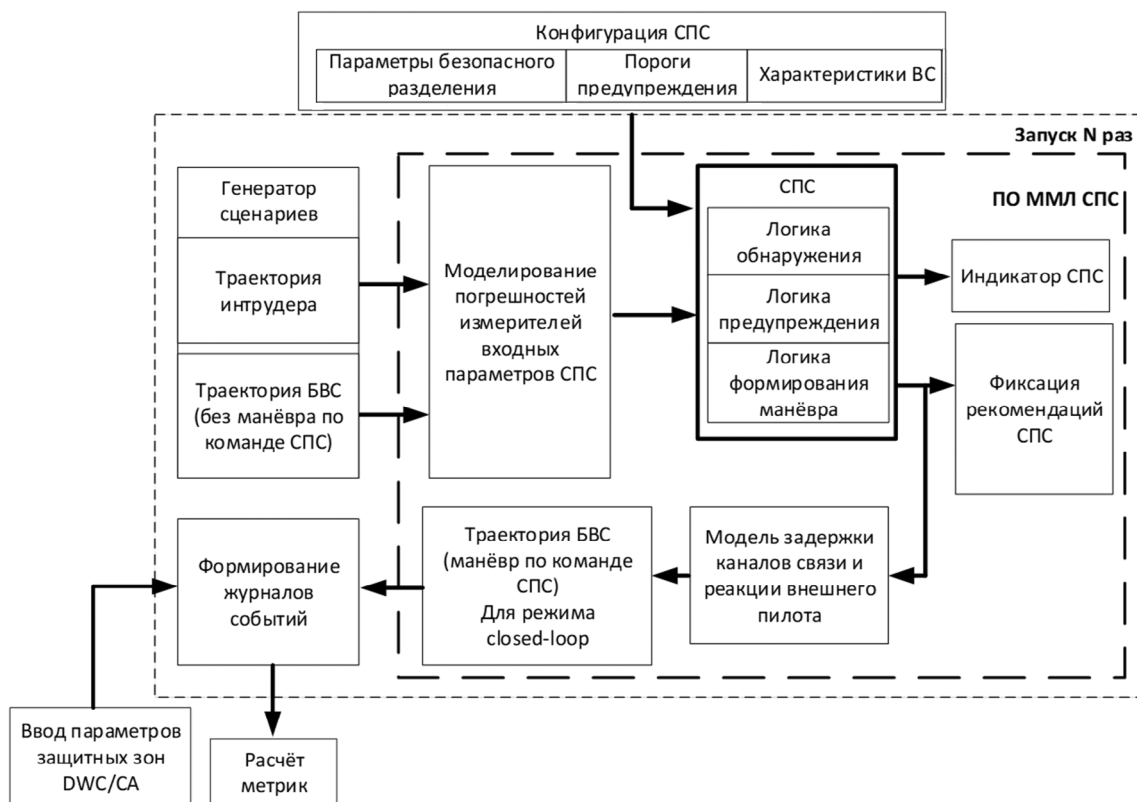


Рис. 4. Обобщённая структурная схема ПО ММЛ СПС и его тестирования

По результатам моделирования получена оценка значений основных метрик СПС для реализованной в рамках ПО ММЛ СПС логики: $LR \approx 1,3 \cdot 10^{-3}$; $RR \approx 5 \cdot 10^{-5}$.

В качестве целевых для СПС при пересечении ВС с интрузором, оборудованным системой ADS-B, приняты более строгие значения метрик LR и RR в соответствии с RTCA DO-396: $LR \leq 0,4$; $RR \leq 0,18$.

Сравнение полученных метрик с реальными статистическими полётными данными проведено для пилотируемой авиации, так как только в этой сфере к настоящему времени осуществляется сбор необходимых данных. Результаты моделирования демонстрируют, что логика СПС в составе разработанного ПО ММЛ СПС [7] соответствует целевым показателям в части основных метрик безопасности СПС при проведении эксперимента в идеализированных условиях. Для оценки метрик безопасности в условиях влияния погрешностей

измерительной подсистемы СПС и выявления потенциально допустимого уровня погрешностей измерителей для обеспечения требований выполнялась оценка влияния уровней погрешностей измерительной подсистемы СПС на метрики безопасности методом статистического моделирования.

Для коэффициентов LR и RR при различных уровнях погрешностей измерительной подсистемы СПС производился многократный запуск ПО ММЛ СПС по подготовленной ранее выборке сценариев с гарантированным нарушением объёма воздушного пространства, в котором обеспечивается отсутствие угроз столкновений.

При этом варьировались параметры СКО погрешностей определения собственного ВС в заданных пределах от 10 до 3000 м с изменяющимся шагом. В совокупности было проведено 560000 запусков. Результаты оценки влияния уровней погрешностей измерительной подсистемы СПС на указанные метрики безопасности приведены на графиках рис. 5а и рис. 5б для метрик LR и RR соответственно.

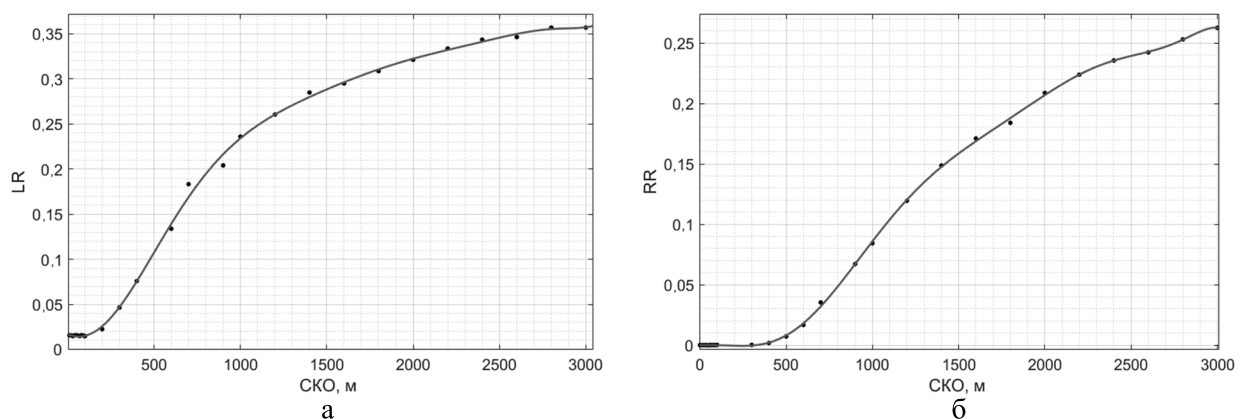


Рис. 5. Зависимости основных метрик СПС от СКО траекторных данных

Полученные зависимости демонстрируют высокую устойчивость реализованной в рамках ПО ММЛ СПС логики по отношению к погрешностям измерительной подсистемы СПС и в дальнейшем могут быть использованы при формировании требований к характеристикам входных данных СПС.

Продemonстрированная устойчивость логики СПС по отношению к погрешностям измерений может говорить о некоторой избыточности установленных требований к таким системам, сформированных по аналогии с требованиями, принятыми в гражданской авиации. Для проверки этого тезиса в качестве одного из дополнительных испытаний проводилась оценка метрик безопасности СПС и минимальных дистанций разделения БВС при введении больших погрешностей определения местоположения собственного БВС. На рис. 6а и рис. 6б продемонстрирован один из результатов такого эксперимента – гистограммы распределения минимальных расстояний между БВС (по оси абсцисс, в метрах). На гистограммах отображено количество случаев от общего числа прогонов в рамках эксперимента, для которых минимальное расстояние между ВС находилось в пределах заданных интервалов. При этом введена погрешность навигационного решения, соответствующая HFOM = 3 морским милям (HFOM – метрика точности навигационных параметров в рамках спецификаций RNP, описанных стандартом ИКАО¹⁶ представляющая собой радиус окружности, в которой ВС должно находиться с вероятностью 95 %). При получении графика рис. 6б в СПС передавалась информация о текущем HFOM; для графика рис. 6а эта информация не передавалась.

¹⁶ ИКАО Doc 9613. Руководство по навигации, основанной на характеристиках (PBN).

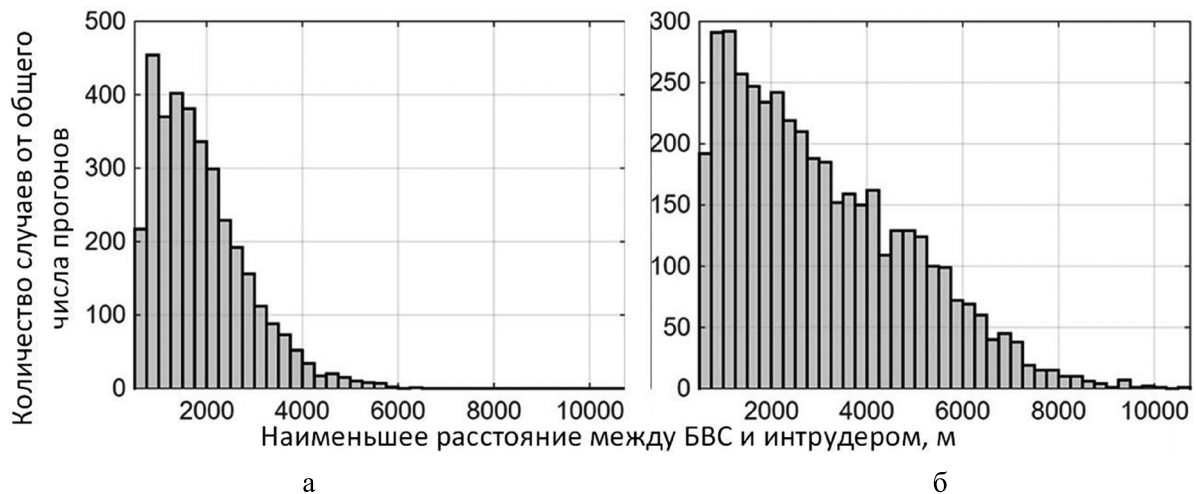


Рис. 6. Примеры распределений минимальных расстояний между ВС при неучёте (а) и учёте (б) HFOM в СПС

Средняя величина разделения при неучёте HFOM составила 1880 м; при учёте HFOM – около 3080 м (+ 68 %). Разница в расстоянии 1200 м является очень существенной в контексте организации воздушного движения БВС, особенно высокодинамичных типов. Полученные метрики LR и RR при этом приблизительно в 2 раза ниже при учёте HFOM, но для обоих случаев метрики остались в рамках целевых значений.

Заключение

В ходе испытаний на уровне математического моделирования оценены основные метрики безопасности – коэффициент потери безопасного самоэшелонирования (LR) и коэффициент риска (RR) для разработанной логики СПС. Полученные значения удовлетворяют установленным целевым показателям, что свидетельствует о корректности реализованной логики в рамках ПО ММЛ СПС.

Выявлено, что передача в СПС информации о текущем показателе HFOM (качество навигационного решения) приводит к существенному повышению безопасности полётов за счёт более точной координации манёвров.

Полученные результаты могут быть использованы в качестве методологической основы для решения прикладных задач при разработке СПС для БВС и разработки эксплуатационных требований к системам данного класса в соответствии с подходами, принятыми в авиационной нормативной практике. В частности, при формировании эксплуатационных требований в рамках планируемых опытно-конструкторских работ целесообразно определить необходимый и достаточный набор требований к точностным характеристикам средств наблюдения СПС – включая навигационные датчики и некооперативные измерители. При этом также целесообразно разработать проект спецификации средств наблюдения СПС по аналогии с устоявшимися в гражданской авиации навигационными спецификациями типа RNP, с последующим сопоставлением указанных требований с нормами эшелонирования, действующими в предполагаемом эксплуатационном окружении. Такой подход позволит реализовать дифференцированную стратегию проектирования БВС, обеспечив оптимизацию состава и технических характеристик датчиков воздушной обстановки при безусловном сохранении заданного уровня безопасности полётов в соответствии с принципами, закреплёнными в документах ИКАО.

Представленные методики испытаний могут быть использованы при формировании и оценке защитных зон СПС в зависимости от параметров качества измерений для сокращения

дистанции разделения БВС и уплотнения воздушного движения при сохранении целевых уровней безопасности для эксплуатационных окружений, которые будут сформированы в будущем.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Conflict of interest. The authors declare no conflict of interest.

Список источников

1. Fasano G., Accardo D., Tirri A. E., Moccia A., De Lellis E. Radar/electro-optical data fusion for non-cooperative UAS sense and avoid. *Aerospace Science and Technology*, 2015, vol. 46, pp. 436–450. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2015.08.010>
2. Ki M., Cha J., Lyu H. Detect and avoid system based on multi sensor fusion for UAV. *International Conference on Information and Communication Technology Convergence (ICTC)*. Jeju, Korea (South), 2018, pp. 1107–1109. <https://doi.org/10.1109/ICTC.2018.8539587>
3. Ramasamy S., Sabatini R., Gardi A. Cooperative and non-cooperative sense-and-avoid in the CNS+A context: A unified methodology. *2016 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*. Arlington, VA, USA, 2016, pp. 531–539. <https://doi.org/10.1109/ICUAS.2016.7502676>
4. Young R. Multi-sensor fusion for UAS ground-based detect and avoid capability. *2017 Integrated Communications, Navigation and Surveillance Conference (ICNS)*. Herndon, VA, USA, 2017, pp. 2E2-1–2E2-13. <https://doi.org/10.1109/ICNSURV.2017.8011907>
5. Автин И. В., Карачин С. В., Худошин В. В., Лунев Е. М. Об особенностях системной архитектуры системы предупреждения столкновения при интеграции беспилотных воздушных судов в воздушное пространство Российской Федерации // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2025. № 51. С. 110–121.
6. Разработка требований к системам предупреждения столкновений в воздухе беспилотных воздушных судов между собой и с пилотируемыми воздушными судами, обеспечивающих безопасное выполнение совместных полётов в едином воздушном пространстве: Отчёт о научно-исследовательской работе. Москва: ГосНИИ ГА, 2025. 5110 с.
7. Бабуров В. И., Иванцевич Н. В., Худошин В. В., Белошапкин М. Ю., Белов А. А., Автин И. В. Программный инструмент для исследования работы алгоритмов беспилотной системы уклонения от столкновений // Тезисы докладов 11-й всероссийской конференции «Фундаментальное и прикладное координатно-временное и навигационное обеспечение» (КВНО-2025), Санкт-Петербург, 21–25 апреля 2025 г.

References

1. Fasano G., Accardo D., Tirri A. E., Moccia A., De Lellis E. Radar/electro-optical data fusion for non-cooperative UAS sense and avoid. *Aerospace Science and Technology*, 2015, vol. 46, pp. 436–450. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2015.08.010>
2. Ki M., Cha J., Lyu H. Detect and avoid system based on multi sensor fusion for UAV. *International Conference on Information and Communication Technology Convergence (ICTC)*. Jeju, Korea (South), 2018, pp. 1107–1109. <https://doi.org/10.1109/ICTC.2018.8539587>
3. Ramasamy S., Sabatini R., Gardi A. Cooperative and non-cooperative sense-and-avoid in the CNS+A context: A unified methodology. *2016 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*. Arlington, VA, USA, 2016, pp. 531–539. <https://doi.org/10.1109/ICUAS.2016.7502676>
4. Young R. Multi-sensor fusion for UAS ground-based detect and avoid capability. *2017 Integrated Communications, Navigation and Surveillance Conference (ICNS)*. Herndon, VA, USA, 2017, pp. 2E2-1–2E2-13. <https://doi.org/10.1109/ICNSURV.2017.8011907>
5. Avtin I. V., Karachin S. V., Khudoshin V. V., Lunev E. M. About the features of the system architecture of the collision warning system when integrating unmanned aircraft into the airspace of the Russian Federation. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2025, no. 51, pp. 110–121. (In Russ.)

6. Development of requirements for collision avoidance systems in the air for unmanned aircraft between themselves and with manned aircraft, ensuring the safe execution of joint flights in the unified airspace: Report on Research Work. Moscow, GosNII GA publ., 2025, 5110 p. (In Russ.)

7. Baburov V. I., Ivantsevich N. V., Khudoshin V. V., Beloshapkin M. Yu., Belov A. A., Avtin I. V. Software tool for studying the operation of algorithms of an unmanned collision avoidance system. *Proceedings of the 11th All-Russian Conference "Fundamental and Applied Coordinate-Time and Navigation Support" (KVN0-2025)*, St. Petersburg, April 21–25, 2025. (In Russ.)

Информация об авторах

Автин Игорь Викторович, ведущий инженер по лётным испытаниям воздушных судов, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, IV_Avtin@gosniiga.ru

Савкин Алексей Владимирович, инженер 1 категории, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия, savkinav2@mai.ru

Кошелев Борис Валентинович, кандидат технических наук, доцент кафедры, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия, koshelevbv@mai.ru

Белов Андрей Алексеевич, инженер-программист 1й категории, АО «Навигатор», Санкт-Петербург, Россия, BelovAA@navigat.ru

Худошин Владимир Викторович, начальник отдела, АО «Навигатор», Санкт-Петербург, Россия, HudoshinVV@navigat.ru

Authors information

Avtin Igor V., Leading Aircraft Flight Test Engineer, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, IV_Avtin@gosniiga.ru

Savkin Alexey V., Grade 1 Engineer, Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia, savkinav2@mai.ru

Koshelev Boris V., Candidate of Sciences (Engineering), Associate Professor, Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia, koshelevbv@mai.ru

Belov Andrey A., Grade 1 Software Engineer, JSC "Navigator", Saint Petersburg, Russia, BelovAA@navigat.ru

Khudoshin Vladimir V., Head of Department, JSC "Navigator", Saint Petersburg, Russia, HudoshinVV@navigat.ru

Статья поступила в редакцию 27.07.2026; одобрена после рецензирования 14.08.2026; принята к публикации 24.08.2026.

The article was submitted 27.07.2026; approved after reviewing 14.08.2026; accepted for publication 24.08.2026.

Научная статья

УДК 351.814.2:656.7.052

ДВА ТИПА ПЛОТНОСТИ ВЕРОЯТНОСТЕЙ ПЕРЕКРЫТИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ В ГОРИЗОНТАЛЬНОЙ ПЛОСКОСТИ ПРИ ОЦЕНИВАНИИ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЁТОВ БЕЗ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ИНФОРМАЦИИ СИСТЕМЫ НАБЛЮДЕНИЯ

Д. К. КОЗЛОВ, А. С. КАЛИНЦЕВ, В. Г. РАЗОВ, В. Б. СПРЫСКОВ

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. В статье рассматривается задача аналитического описания плотности вероятности горизонтального перекрытия воздушных судов (ВС) при наличии навигационных отклонений от плановых траекторий с учётом проведённых ранее исследований по данной тематике. Характер навигационных ошибок определяется рядом независимых друг от друга факторов и существенно зависит от типа выполняемых полётов ВС. Так, для разовых индивидуальных полётов и специальных задач они могут описываться гауссовскими плотностями (G), тогда как для описания навигационных ошибок ВС при выполнении массовых регулярных полётов в аэронавигационной практике принято использовать двустороннее экспоненциальное распределение (DE), возникающее как вероятностная смесь гауссовских ошибок с различными дисперсиями. Для G и DE распределений навигационных ошибок в работе представлены расчётные формулы плотностей вероятностей горизонтального перекрытия пары ВС в горизонтальной плоскости и приведены их упрощённые формы для углов пересечения траекторий 0° , 90° и 180° . При этом выбор расчётной формулы определяется характером выполняемых полётов. Полученные результаты могут быть использованы при оценке вероятности столкновения ВС, анализе безопасности полётов, обработке траекторных измерений и обосновании навигационных требований при организации и обслуживании воздушного движения.

Ключевые слова: аэронавигация, воздушное судно, навигационные ошибки, плотность вероятности перекрытия, двустороннее экспоненциальное распределение, гауссовское распределение, вероятность столкновения

Для цитирования: Козлов Д. К., Калининцев А. С., Разов В. Г., Спрысков В. Б. Два типа плотности вероятностей перекрытия воздушных судов в горизонтальной плоскости при оценивании безопасности полётов без использования информации системы наблюдения // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2026. № 55. С. 38–48.

Original article

TWO TYPES OF PROBABILITY DENSITIES OF AIRCRAFT OVERLAP IN THE HORIZONTAL PLANE FOR FLIGHT SAFETY ASSESSMENT WITHOUT SURVEILLANCE SYSTEM INFORMATION

D. K. KOZLOV, A. S. KALINTSEV, V. G. RAZOV, V. B. SPRYSKOV

The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia

Abstract. The article addresses the problem of analytically describing the probability density of horizontal overlap of aircraft in the presence of navigational deviations from their planned flight paths. The nature of navigational errors is determined by a number of independent factors and depends significantly on the type of flight operations performed. For instance, for ad hoc individual flights and special missions, these errors can be described by Gaussian densities (G), whereas for describing the navigational errors of aircraft conducting high-volume scheduled operations, aeronautical practice conventionally employs the double-exponential distribution (DE), which arises as a probability mixture of Gaussian errors with different variances. For the G and DE distributions of navigational errors, this paper presents the calculation formulas for the probability densities of horizontal overlap for a pair of aircraft in the horizontal plane and provides their simplified forms for track intersection angles of 0° , 90° , and 180° . The choice of the appropriate calculation formula is determined by the nature of the flight operations conducted. The results obtained can be used in estimating aircraft collision risk, conducting flight safety analysis, processing trajectory measurements, and substantiating navigation requirements within the context of air traffic organization and service provision.

Keywords: air navigation, aircraft, navigational errors, overlap probability density, double-exponential distribution, Gaussian distribution, collision probability

For citation: Kozlov D. K., Kalintsev A. S., Razov V. G., Spryskov V. B. Two types of probability densities of aircraft overlap in the horizontal plane for flight safety assessment without surveillance system information. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2026, no. 55, pp. 38–48. (In Russ.)

Введение

Полёты ВС существенно различаются по характеру навигационных ошибок. Так, при разовых индивидуальных полётах для выполнения специальных задач навигационные ошибки описываются G-плотностями [1] (далее – G-ошибки). Однако основной объём движения в воздухе – массовые, регулярные полёты, выполняющиеся многими ВС одновременно. При этом каждый индивидуальный полёт выполняется с G-ошибками, а в совокупности они описываются вероятностной смесью G-ошибок с различными дисперсиями. В аэронавигационной практике для описания такой совокупности навигационных ошибок используется двустороннее экспоненциальное распределение – DE-распределение.

Плотность вероятности перекрытия ВС в горизонтальной плоскости

При полёте двух и более ВС в рассматриваемом воздушном пространстве из-за навигационных отклонений от плановых траекторий объективно возникает вероятность их столкновения. В [2] было показано, что для расчёта этой вероятности используют плотность вероятности перекрытия (pdf cover) ВС в горизонтальной плоскости, которая представляет собой плотность вероятности разности местоположений пары ВС на плоскости OXY .

Аналитические выражения плотности вероятности разности положений первого (А) и второго (В) ВС получим на основе принятых в аэронавигации допущений. Индексы «А» и «В» используются для обозначения принадлежности величин к ВС А и ВС В соответственно.

Будем считать, что навигационные ошибки вдоль и поперёк плановой траектории описываются симметричными унимодальными плотностями f_{Ax} , f_{Ay} , f_{Bx} , f_{By} , а сами ошибки являются независимыми друг от друга событиями в процессе полёта.

Предположим также, что навигационные ошибки одного ВС независимы от навигационных ошибок других ВС. Рассматриваются только возможные парные столкновения.

В горизонтальной плоскости OXY относительные плановые положения ВС характеризуются тем, что их плановые траектории могут пересекаться под различными углами γ . Далее рассмотрим варианты пересечения траекторий при $0^\circ < \gamma < 90^\circ$; при $90^\circ < \gamma < 180^\circ$; при $\gamma = 0^\circ$; при $\gamma = 90^\circ$; при $\gamma = 180^\circ$.

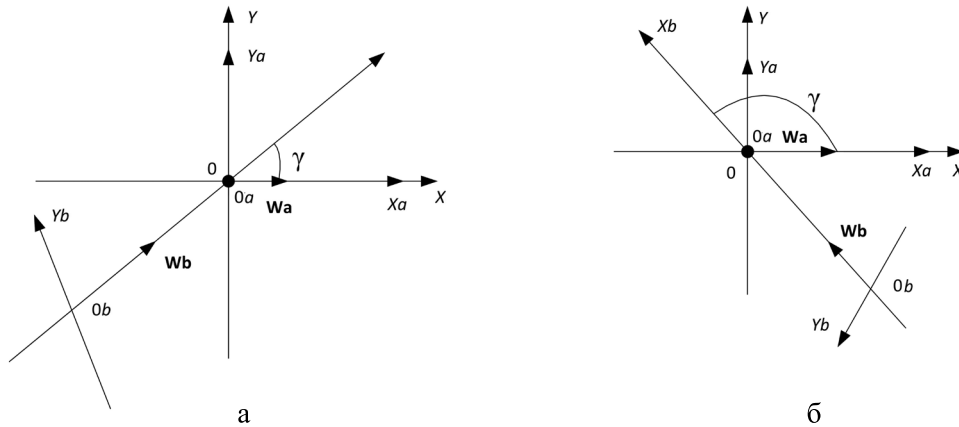


Рис. 1. Схемы полёта пары ВС в горизонтальной плоскости OXY ; $\mathbf{W}_a$ и $\mathbf{W}_b$ – векторы горизонтальных скоростей ВС А и ВС В соответственно; $0aXaYa$ и $0bXbYb$ – собственные системы координат ВС: а – $0^\circ < \gamma < 90^\circ$; б – $90^\circ < \gamma < 180^\circ$

В соответствии с принятыми допущениями для любого времени t из интервала времени совместного полёта рассматриваемой пары ВС плотность вероятности фактических положений ВС на горизонтальной плоскости следует записать как

$$\begin{aligned} f_A(x_a, y_a) &= f_{Ax}(x_a) f_{Ay}(y_a) \text{ в системе } 0_a X_a Y_a; \\ f_B(x_b, y_b) &= f_{Bx}(x_b) f_{By}(y_b) \text{ в системе } 0_b X_b Y_b. \end{aligned}$$

Указанные плотности записаны относительно двух систем координат $0_a X_a Y_a$ и $0_b X_b Y_b$. Для записи pdf cover нужно выбрать единую систему координат. Пусть это будет система $0_a X_a Y_a$, совпадающая с OXY . При записи плотности $f_B(x_b, y_b)$ в системе координат OXY ошибки вдоль оси $0_b X_b$ будут оказывать влияние на ошибки вдоль оси $0Y$ в системе OXY ; ошибки вдоль оси $0_b Y_b$ будут оказывать влияние на ошибки вдоль оси $0X$ в системе OXY . Это влияние является следствием поворота на угол γ осей $0_b X_b$ и $0_b Y_b$ до совпадения направлений с направлениями $0X$ и $0Y$.

В системе OXY навигационные отклонения ВС В вдоль $0_b X_b$ и $0_b Y_b$ будут иметь математические ожидания Sx и Sy .

Таким образом, стандартные процедуры поворота осей и параллельного сдвига приводят к тому, что плотность вероятности фактических положений ВС В можно записать в виде:

$$f_B(x_b, y_b) = f_B((x - Sx) \cos \gamma + (y - Sy) \sin \gamma, -(x - Sx) \sin \gamma + (y - Sy) \cos \gamma),$$

где x, y – координаты фактического положения ВС в системе OXY ; плотность вероятности перекрытия ВС А и ВС В, когда ВС А находится в точке $(0, 0)$ системы OXY , а ВС В находится в точке (Sx, Sy) , следует записать как

$$G_\gamma(Sx, Sy) = \iint_{-\infty}^{\infty} f_A(x, y) f_B((x - Sx) \cos \gamma + (y - Sy) \sin \gamma, -(x - Sx) \sin \gamma + (y - Sy) \cos \gamma) dx dy. \quad (1)$$

Плотность вероятности перекрытия ВС в горизонтальной плоскости при гауссовских навигационных ошибках

Плотность вероятности $f_A(x, y)$ для G-ошибок запишем как

$$f_A(x, y) = G_{2A}^{x,y} \left(\begin{pmatrix} 0 \\ 0 \end{pmatrix}; \begin{pmatrix} \sigma_{x_A}^2 & 0 \\ 0 & \sigma_{y_A}^2 \end{pmatrix} \right),$$

где $G_{2A}^{x,y}$ – двумерная гауссовская плотность вероятности навигационных ошибок ВС А, записанная в системе координат $0XY$, совпадающей с $0_aX_aY_a$; $\sigma_{x_A}^2$, $\sigma_{y_A}^2$ – дисперсии продольного и поперечного навигационных отклонений ВС А; $\begin{pmatrix} \sigma_{x_A}^2 & 0 \\ 0 & \sigma_{y_A}^2 \end{pmatrix}$ – ковариационная матрица навигационных ошибок ВС А.

Плотность вероятности $f_B(x, y)$ для G-ошибок без параллельного смещения запишем как

$$f_B(x \cos \gamma + y \sin \gamma, -x \sin \gamma + y \cos \gamma) = G_{2B}^{x,y} \left(\begin{pmatrix} 0 \\ 0 \end{pmatrix}; \begin{pmatrix} VAR(x_b) & COV(x_b, y_b) \\ COV(x_b, y_b) & VAR(y_b) \end{pmatrix} \right),$$

где

$$VAR(y_b) = \sigma_{y_B}^2 \cos^2 \gamma + \sigma_{x_B}^2 \sin^2 \gamma; \quad VAR(x_b) = \sigma_{x_B}^2 \cos^2 \gamma + \sigma_{y_B}^2 \sin^2 \gamma;$$

$\sigma_{x_B}^2$, $\sigma_{y_B}^2$ – дисперсии навигационных отклонений ВС В;

$$COV(x_b, y_b) = (\sigma_{x_B}^2 - \sigma_{y_B}^2) \sin \gamma \cos \gamma.$$

Плотность вероятности перекрытия C_γ^{BG} двух ВС, когда одно из них находится в точке $(0, 0)$, а другое в точке (Sx, Sy) системы $0XY$, остаётся двумерной G-плотностью (BG – bivariate gaussian) с нулевым вектором математических ожиданий и матрицей ковариации, равной сумме матриц ковариаций плотностей $G_{2A}^{x,y}$, $G_{2B}^{x,y}$, но с заменой аргументов x, y на Sx, Sy :

$$C_\gamma^{BG}(Sx, Sy) = G_{2C}^{Sx, Sy} \left(\begin{pmatrix} 0 \\ 0 \end{pmatrix}; \begin{pmatrix} \sigma_{x_A}^2 + VAR(x_b) & COV(x_b, y_b) \\ COV(x_b, y_b) & \sigma_{y_A}^2 + VAR(y_b) \end{pmatrix} \right). \quad (2)$$

Явная форма записи выкладок, приводящих к результату (2), представлена в [3]. При проведении операций с выкладками использовались материалы работ [4, 5].

Результат (2) представляет собой расчётную формулу. Запишем её в явном виде:

$$C_\gamma^{BG}(Sx, Sy) = \frac{1}{2\pi \sqrt{DxDy(1-R_{xy}^2)}} \exp \left\{ -\frac{1}{2R_{xy}^2} \left(\frac{Sx^2}{Dx} - 2R_{xy} \frac{SxSy}{\sqrt{DxDy}} + \frac{Sy^2}{Dy} \right) \right\}, \quad (3)$$

где γ – угол поворота осей навигационных отклонений ВС В такой, чтобы направление планового перемещения совпало с направлением планового перемещения ВС А;

$$\begin{aligned} Dx &= \sigma_{x_A}^2 + VAR(x_b) = \sigma_{x_A}^2 + \sigma_{x_B}^2 \cos^2 \gamma + \sigma_{y_B}^2 \sin^2 \gamma; \\ Dy &= \sigma_{y_A}^2 + VAR(y_b) = \sigma_{y_A}^2 + \sigma_{y_B}^2 \cos^2 \gamma + \sigma_{x_B}^2 \sin^2 \gamma; \\ R_{xy} &= \frac{COV(x_b, y_b)}{\sqrt{DxDy}} = \frac{(\sigma_{x_B}^2 - \sigma_{y_B}^2) \sin \gamma \cos \gamma}{\sqrt{DxDy}}. \end{aligned}$$

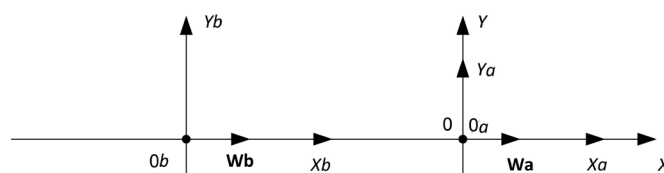


Рис. 2. Схемы полёта пары ВС в горизонтальной плоскости, $\gamma=0^\circ$

Пусть $\gamma=0^\circ$; ВС двигаются как на рис. 2 или по параллельным плановым траекториям со смещением Sy в одном направлении. В этом случае в модели (3) учтём следующие упрощения [6, 7]:

$$Dx_{\gamma=0^\circ} = \sigma_{x_A}^2 + \sigma_{x_B}^2; Dy_{\gamma=0^\circ} = \sigma_{y_A}^2 + \sigma_{y_B}^2; R_{xy}^{\gamma=0^\circ} = 0;$$

и запишем:

$$C_{\gamma=0^\circ}^{BG}(Sx, Sy) = \frac{1}{\sqrt{2\pi(\sigma_{x_A}^2 + \sigma_{x_B}^2)}} \exp\left(-\frac{1}{2} \frac{Sx^2}{(\sigma_{x_A}^2 + \sigma_{x_B}^2)}\right) \times \\ \times \frac{1}{\sqrt{2\pi(\sigma_{y_A}^2 + \sigma_{y_B}^2)}} \exp\left(-\frac{1}{2} \frac{Sy^2}{(\sigma_{y_A}^2 + \sigma_{y_B}^2)}\right) = Cx^G(Sx)Cy^G(Sy), \quad (4)$$

где $Cx^G(Sx)$, $Cy^G(Sy)$ – линейные pdf cover при G-ошибках по осям $0X$ и $0Y$ с дисперсиями, равными сумме линейных навигационных дисперсий рассматриваемых ВС А и ВС В вдоль и поперёк планового движения.

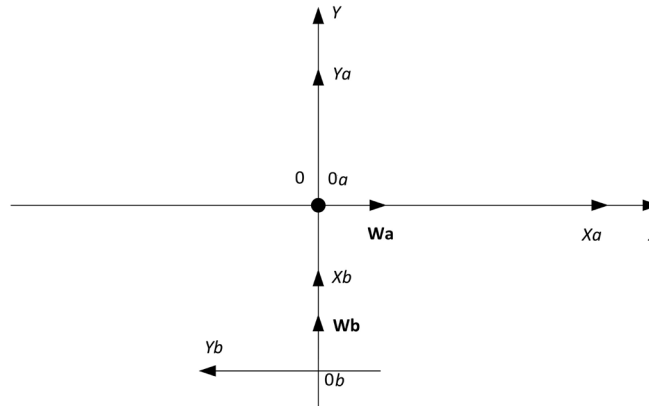


Рис. 3. Схемы полёта пары ВС в горизонтальной плоскости: $\gamma=90^\circ$

Пусть $\gamma=90^\circ$; ВС двигаются как на рис. 3. Для этого случая в модели (3) учтём следующие упрощения:

$$Dx_{\gamma=90^\circ} = \sigma_{x_A}^2 + \sigma_{y_B}^2; Dy_{\gamma=90^\circ} = \sigma_{y_A}^2 + \sigma_{x_B}^2; R_{xy}^{\gamma=90^\circ} = 0;$$

и запишем:

$$C_{\gamma=90^\circ}^{BG}(Sx, Sy) = \frac{1}{\sqrt{2\pi(\sigma_{x_A}^2 + \sigma_{y_B}^2)}} \exp\left(-\frac{1}{2} \frac{Sx^2}{(\sigma_{x_A}^2 + \sigma_{y_B}^2)}\right) \times \\ \times \frac{1}{\sqrt{2\pi(\sigma_{y_A}^2 + \sigma_{x_B}^2)}} \exp\left(-\frac{1}{2} \frac{Sy^2}{(\sigma_{y_A}^2 + \sigma_{x_B}^2)}\right) = \widetilde{Cx}^G(Sx)\widetilde{Cy}^G(Sy), \quad (5)$$

где $\widetilde{Cx}^G(Sx)$, $\widetilde{Cy}^G(Sy)$ – линейные pdf cover при G-ошибках по осям $0X$ и $0Y$ с дисперсиями, равными сумме исходных навигационных дисперсий ВС А и ВС В по осям $0X$ и $0Y$.

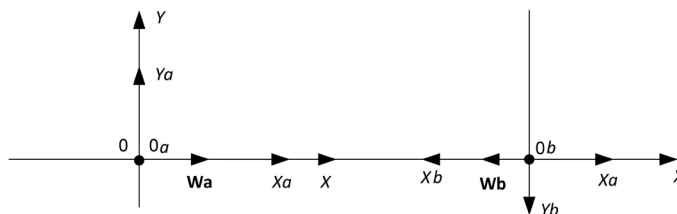


Рис. 4. Схемы полёта пары ВС в горизонтальной плоскости: $\gamma=180^\circ$

Пусть $\gamma=180^\circ$; ВС двигаются как на рис. 4 или по параллельным плановым траекториям со смещением Sy в противоположных направлениях. В этом случае в модели (3) учтём следующие упрощения:

$$Dx_{\gamma=180^\circ} = \sigma_{x_A}^2 + \sigma_{x_B}^2; \quad Dy_{\gamma=180^\circ} = \sigma_{y_A}^2 + \sigma_{y_B}^2; \quad R_{xy}^{\gamma=180^\circ} = 0;$$

и запишем:

$$C_{\gamma=180^\circ}^{BG}(Sx, Sy) = \frac{1}{\sqrt{2\pi(\sigma_{x_A}^2 + \sigma_{x_B}^2)}} \exp\left(-\frac{1}{2} \frac{Sx^2}{(\sigma_{x_A}^2 + \sigma_{x_B}^2)}\right) \times \\ \times \frac{1}{\sqrt{2\pi(\sigma_{y_A}^2 + \sigma_{y_B}^2)}} \exp\left(-\frac{1}{2} \frac{Sy^2}{(\sigma_{y_A}^2 + \sigma_{y_B}^2)}\right) = Cx^G(Sx)Cy^G(Sy), \quad (6)$$

Очевидно результат (6) совпадает с результатом (4). Из этого следует, что для $\gamma=180^\circ$, так же как и для $\gamma=0^\circ$ pdf cover на горизонтальной плоскости равна произведению линейных pdf cover по направлениям навигационных ошибок отдельных ВС рассматриваемой конфликтующей пары.

Получены расчётные формулы плотностей вероятностей горизонтального перекрытия (pdf cover) ВС для гауссовских навигационных отклонений. Общая формула (3) для $0^\circ < \gamma < 90^\circ$ и $90^\circ < \gamma < 180^\circ$ и её частные формы (4)–(6) для $\gamma=90^\circ$ и $\gamma=180^\circ$ позволяют рассчитать вероятности столкновения из-за навигационных отклонений всех типов относительного движения в рассматриваемом воздушном пространстве при выполнении разовых полётов для решения специальных задач. В настоящее время количество таких полётов быстро возрастает в связи с широким использованием беспилотных летательных аппаратов.

Плотность вероятности перекрытия ВС в горизонтальной плоскости при навигационных отклонениях, описанных DE плотностями

Плотность вероятности $f_A(x, y)$ для навигационных отклонений, описанных DE плотностями вдоль и поперёк плановой траектории движения ВС А, запишем как

$$f_A(x, y) = \frac{1}{2\lambda_{x_A}} \exp\left(-\frac{|x|}{\lambda_{x_A}}\right) \frac{1}{2\lambda_{y_A}} \exp\left(-\frac{|y|}{\lambda_{y_A}}\right), \quad (7)$$

где λ_{x_A} , λ_{y_A} – параметры масштаба DE плотности навигационных ошибок ВС А:

$$2\lambda_{x_A}^2 = \sigma_{x_A}^2; \quad 2\lambda_{y_A}^2 = \sigma_{y_A}^2.$$

Плотность вероятности $f_B(x, y)$ для навигационных отклонений, описанных DE плотностями вдоль и поперёк плановой траектории движения ВС В, аналогична плотности $f_A(x, y)$. При записи этой плотности в системе координат ВС А необходимо учесть, что система координат ВС В повернута относительно системы координат ВС А на угол γ , поэтому её следует записать как:

$$f_B(x, y) = \frac{1}{2\lambda_{x_B}} \exp\left(-\frac{|(x \cos \gamma + y \sin \gamma)|}{\lambda_{x_B}}\right) \frac{1}{2\lambda_{y_B}} \exp\left(-\frac{|(-x \sin \gamma + y \cos \gamma)|}{\lambda_{y_B}}\right), \quad (8)$$

где λ_{x_B} , λ_{y_B} – параметры масштаба DE плотности навигационных ошибок ВС В:

$$2\lambda_{x_B}^2 = \sigma_{x_B}^2; \quad 2\lambda_{y_B}^2 = \sigma_{y_B}^2.$$

Плотность вероятности перекрытия двух ВС, когда одно из них находится в точке (0, 0), а другое в точке (Sx, Sy) системы 0XY (pdf_DE cover), оценивается как двумерная (bivariate DE) плотность вероятности разности случайных величин на горизонтальной плоскости, имеющих плотности вероятностей навигационных ошибок (7) и (8):

$$G_{\gamma}^{BDE}(Sx, Sy) = \frac{1}{2\lambda_{x_A}} \frac{1}{2\lambda_{y_A}} \frac{1}{2\lambda_{x_B}} \frac{1}{2\lambda_{y_B}} \int_{-\infty}^{\infty} \exp\left(-\frac{|x|}{\lambda_{x_A}}\right) \exp\left(-\frac{|y|}{\lambda_{y_A}}\right) \times \\ \times \exp\left(-\frac{|(x-Sx)\cos\gamma + |y-Sy|\sin\gamma|}{\lambda_{x_B}}\right) \exp\left(-\frac{|-(x-Sx)\sin\gamma + |y-Sy|\cos\gamma|}{\lambda_{y_B}}\right) dx dy. \quad (9)$$

Для $0^\circ < \gamma < 90^\circ$ и $90^\circ < \gamma < 180^\circ$ разделить переменные интегрирования в (9) не удаётся, поэтому плотность вероятности перекрытия получают интегрированием несобственного интеграла на плоскости 0XY.

В связи с этим плоскость разбивают на области, в которых подынтегральная функция не меняет знак, записывают её без знака модуля числа в показателях экспоненты и выполняют операцию интегрирования на плоскости. Для $0^\circ < \gamma < 90^\circ$ и $90^\circ < \gamma < 180^\circ$ в зависимости от положения точки (Sx, Sy) относительно точки центра системы 0XY минимальное число разбиений плоскости 0XY равно $8+8=96$. Напомним, в границах указанных областей подынтегральная функция (9) не меняет знак и может быть аналитически записана без модуля числа. На практике для удобства двойного интегрирования число разбиений выбирают больше числа 96. Авторы статьи для $0^\circ < \gamma < 90^\circ$ используют 132 разбиения горизонтальной плоскости, а для $90^\circ < \gamma < 180^\circ$ – 144 разбиения.

В зависимости от положения точки (Sx, Sy) относительно точки центра системы 0XY, в которой вычисляют (9), и от соотношения углов β и γ , где $\beta = \arctg|S_y/S_x|$, применяется соответствующая группа расчётных формул (9), сумма которых представляет значение плотности вероятности (9) на горизонтальной плоскости для $0^\circ < \gamma < 90^\circ$ или $90^\circ < \gamma < 180^\circ$.

Отметим, что аналитическое описание $G_{\gamma}^{BDE}(Sx, Sy)$ невозможно в рамках настоящей статьи, поскольку представляет собой специальную задачу.

Для $\gamma=0^\circ$, $\gamma=90^\circ$ или $\gamma=180^\circ$ плотность $G_{\gamma}^{BDE}(Sx, Sy)$, заданная несобственным интегралом (9), упрощается.

Пусть $\gamma=0^\circ$, тогда $\cos\gamma=1$, а $\sin\gamma=0$. Модель (9) примет вид:

$$G_{\gamma=0^\circ}^{BDE}(Sx, Sy) = \frac{1}{2\lambda_{x_A}} \frac{1}{2\lambda_{y_A}} \frac{1}{2\lambda_{x_B}} \frac{1}{2\lambda_{y_B}} \times \\ \times \int_{-\infty}^{\infty} \exp\left(-\frac{|x|}{\lambda_{x_A}}\right) \exp\left(-\frac{|y|}{\lambda_{y_A}}\right) \exp\left(-\frac{|x-Sx|}{\lambda_{x_B}}\right) \exp\left(-\frac{|y-Sy|}{\lambda_{y_B}}\right) dx dy.$$

Так как переменные интегрирования по dx и по dy разделены, двойной интеграл по $dx dy$ следует записать как произведение одномерных интегралов по dx и по dy .

В результате получим следующее выражение:

$$G_{\gamma=0^\circ}^{BDE}(Sx, Sy) = \int_{-\infty}^{\infty} \frac{1}{2\lambda_{x_A}} \exp\left(-\frac{|x|}{\lambda_{x_A}}\right) \frac{1}{2\lambda_{x_B}} \exp\left(-\frac{|x-Sx|}{\lambda_{x_B}}\right) dx \times \\ \int_{-\infty}^{\infty} \frac{1}{2\lambda_{y_A}} \exp\left(-\frac{|y|}{\lambda_{y_A}}\right) \frac{1}{2\lambda_{y_B}} \exp\left(-\frac{|y-Sy|}{\lambda_{y_B}}\right) dy = C_x^{DE}(Sx) C_y^{DE}(Sy), \quad (10)$$

где $C_x^{DE}(Sx)$ – DE плотность вероятности перекрытия пары ВС из-за навигационных ошибок по оси 0X; $C_y^{DE}(Sy)$ – DE плотность вероятности перекрытия пары ВС из-за навигационных ошибок по оси 0Y.

Расчётные формулы для $C_x^{DE}(Sx)$, $C_y^{DE}(Sy)$ хорошо известны [8] и зависят от того, одинаковые или разные значения параметров масштаба λ_{x_A} и λ_{y_A} ; λ_{x_B} и λ_{y_B} , задаваемых в соответствии с навигационными спецификациями, имеют ВС А и ВС В:

$$C_x^{DE}(Sx) = \begin{cases} \frac{\exp\left(-\frac{|Sx|}{\lambda_x}\right)\left(1 + \frac{|Sx|}{\lambda_x}\right)}{4\lambda_x}, & \text{если } \lambda_{x_A} = \lambda_{x_B} = \lambda_x; \\ \frac{\lambda_{x_B} \exp\left(-\frac{|Sx|}{\lambda_{x_B}}\right) - \lambda_{x_A} \exp\left(-\frac{|Sx|}{\lambda_{x_A}}\right)}{2[\lambda_{x_B}^2 - \lambda_{x_A}^2]}, & \text{если } \lambda_{x_A} \neq \lambda_{x_B}; \end{cases} \quad (11)$$

$$C_y^{DE}(Sy) = \begin{cases} \frac{\exp\left(-\frac{|Sy|}{\lambda_y}\right)\left(1 + \frac{|Sy|}{\lambda_y}\right)}{4\lambda_y}, & \text{если } \lambda_{y_A} = \lambda_{y_B} = \lambda_y; \\ \frac{\lambda_{y_B} \exp\left(-\frac{|Sy|}{\lambda_{y_B}}\right) - \lambda_{y_A} \exp\left(-\frac{|Sy|}{\lambda_{y_A}}\right)}{2[\lambda_{y_B}^2 - \lambda_{y_A}^2]}, & \text{если } \lambda_{y_A} \neq \lambda_{y_B}. \end{cases} \quad (12)$$

При $\gamma=0^\circ$ двумерная плотность вероятности перекрытия ВС при DE отклонениях фактических положений от номинальных (9) равна произведению линейных плотностей (11), (12) по осям навигационных ошибок $0X$ и $0Y$ соответственно.

Пусть $\gamma=90^\circ$, тогда $\cos \gamma=0$, $\sin \gamma=1$. Модель (9) примет вид

$$\begin{aligned} G_{\gamma=0^\circ}^{BDE}(Sx, Sy) &= \frac{1}{2\lambda_{x_A}} \frac{1}{2\lambda_{y_A}} \frac{1}{2\lambda_{x_B}} \frac{1}{2\lambda_{y_B}} \times \\ &\times \int_{-\infty}^{\infty} \exp\left(-\frac{|x|}{\lambda_{x_A}}\right) \exp\left(-\frac{|y|}{\lambda_{y_A}}\right) \exp\left(-\frac{|y-Sy|}{\lambda_{x_B}}\right) \exp\left(-\frac{|-(x-Sx)|}{\lambda_{y_B}}\right) dx dy = \\ &= \int_{-\infty}^{\infty} \frac{1}{2\lambda_{x_A}} \exp\left(-\frac{|x|}{\lambda_{x_A}}\right) \frac{1}{2\lambda_{y_B}} \exp\left(-\frac{|Sx-x|}{\lambda_{x_B}}\right) dx \times \\ &\int_{-\infty}^{\infty} \frac{1}{2\lambda_{y_A}} \exp\left(-\frac{|y|}{\lambda_{y_A}}\right) \frac{1}{2\lambda_{x_B}} \exp\left(-\frac{|y-Sy|}{\lambda_{y_B}}\right) dy = C_x^{DE}(Sx)|_{\lambda_{x_B}=\lambda_{y_B}} C_y^{DE}(Sy)|_{\lambda_{y_B}=\lambda_{x_B}}, \end{aligned}$$

где $C_x^{DE}(Sx)|_{\lambda_{x_B}=\lambda_{y_B}}$ – плотность вероятности перекрытия пары ВС по оси $0X$ с учётом замены параметра масштаба DE плотности навигационных ошибок ВС В с λ_{x_B} на λ_{y_B} ; $C_y^{DE}(Sy)|_{\lambda_{y_B}=\lambda_{x_B}}$ – плотность вероятности перекрытия пары ВС по оси $0Y$ с учётом замены параметра λ_{y_B} на λ_{x_B} (ВС В).

Расчётные формулы $C_x^{DE}(Sx)|_{\lambda_{x_B}=\lambda_{y_B}}$, $C_y^{DE}(Sy)|_{\lambda_{y_B}=\lambda_{x_B}}$ с учётом выполненных замен имеют следующий вид:

$$C_x^{DE}(Sx) = \begin{cases} \frac{\exp\left(-\frac{|Sx|}{\lambda}\right)\left(1 + \frac{|Sx|}{\lambda}\right)}{4\lambda}, & \text{если } \lambda_{x_B} = \lambda_{y_B} = \lambda; \\ \frac{\lambda_{y_B} \exp\left(-\frac{|Sx|}{\lambda_{y_B}}\right) - \lambda_{x_A} \exp\left(-\frac{|Sx|}{\lambda_{x_A}}\right)}{2[\lambda_{y_B}^2 - \lambda_{x_A}^2]}, & \text{если } \lambda_{x_B} \neq \lambda_{y_B}; \end{cases} \quad (13)$$

$$C_y^{DE}(Sy) = \left\{ \begin{array}{l} \frac{\exp\left(-\frac{|Sy|}{\lambda}\right)}{4\lambda} \left(1 + \frac{|Sy|}{\lambda}\right), \text{ если } \lambda_{y_B} = \lambda_{x_B} = \lambda; \\ \frac{\lambda_{x_B} \exp\left(-\frac{|Sy|}{\lambda_{x_B}}\right) - \lambda_{y_A} \exp\left(-\frac{|Sy|}{\lambda_{y_A}}\right)}{2[\lambda_{x_B}^2 - \lambda_{y_A}^2]}, \text{ если } \lambda_{y_B} \neq \lambda_{x_B}. \end{array} \right\} \quad (14)$$

При $\gamma=90^\circ$ двумерная плотность вероятности перекрытия ВС при DE навигационных ошибках (9) равна произведению линейных плотностей перекрытия ВС вдоль планового и поперёк планового движения ВС А (13), (14) но с заменой значений спецификаций $\lambda_{y_B} = \lambda_{x_B}$.

Пусть $\gamma=180^\circ$. Тогда $\cos\gamma=-1$, $\sin\gamma=0$. Двумерная модель плотности вероятности (9) примет вид:

$$\begin{aligned} G_{\gamma=180^\circ}^{BDE}(Sx, Sy) &= \frac{1}{2\lambda_{x_A}} \frac{1}{2\lambda_{y_A}} \frac{1}{2\lambda_{x_B}} \frac{1}{2\lambda_{y_B}} \times \\ &\times \int_{-\infty}^{\infty} \exp\left(-\frac{|x|}{\lambda_{x_A}}\right) \exp\left(-\frac{|y|}{\lambda_{y_A}}\right) \exp\left(-\frac{|-(x-Sx)|}{\lambda_{x_B}}\right) \exp\left(-\frac{|-(y-Sy)|}{\lambda_{y_B}}\right) dx dy = \\ &= \int_{-\infty}^{\infty} \frac{1}{2\lambda_{x_A}} \exp\left(-\frac{|x|}{\lambda_{x_A}}\right) \frac{1}{2\lambda_{x_B}} \exp\left(-\frac{|x-Sx|}{\lambda_{x_B}}\right) dx \times \\ &\int_{-\infty}^{\infty} \frac{1}{2\lambda_{y_A}} \exp\left(-\frac{|y|}{\lambda_{y_A}}\right) \frac{1}{2\lambda_{y_B}} \exp\left(-\frac{|y-Sy|}{\lambda_{y_B}}\right) dy; \\ G_{\gamma=180^\circ}^{BDE}(Sx, Sy) &= C_x^{DE}(Sx) C_y^{DE}(Sy), \end{aligned} \quad (15)$$

где $C_x^{DE}(Sx)$, $C_y^{DE}(Sy)$ являются линейными плотностями вероятностей перекрытия ВС А и ВС В, полностью совпадающими с аналогичными плотностями для $\gamma=0^\circ$ (11) и (12).

Таким образом, при $\gamma=180^\circ$ двумерная плотность вероятности перекрытия (15) полностью совпадает со случаем при $\gamma=0^\circ$.

Получены расчётные формулы плотностей вероятностей горизонтального перекрытия (pdf_DE cover) пары ВС для DE навигационных отклонений. Общая формула (9) и её частные формы для $\gamma=0^\circ$, $\gamma=90^\circ$, $\gamma=180^\circ$ позволяют рассчитать вероятность столкновения ВС из-за их навигационных отклонений для всех типов относительного движения в рассматриваемом воздушном пространстве при выполнении регулярных полётов.

Заключение

При полёте ВС по желаемой траектории объективно возникают отклонения фактического положения ВС от планового. Природа этих отклонений позволяет считать их гауссовскими случайными величинами.

При разовых индивидуальных полётах ВС, полётах для выполнения специальных заданий навигационные отклонения ВС от плановых траекторий описываются G-плотностями ошибок. При массовых и регулярных полётах навигационные ошибки описываются вероятной смесью G-плотностей. Из возможных смесей в ИКАО отдают предпочтение DE плотности, которая получается при смешивании G-плотностей навигационных ошибок отдельных ВС с весами, равными плотности вероятности изменения их дисперсий в соответствии с односторонним экспоненциальным распределением.

Получены расчётные формулы плотностей вероятностей перекрытий ВС в горизонтальной плоскости как при G, так и при DE навигационных отклонениях ВС от их плановых траекторий.

Два типа плотностей вероятностей ВС в горизонтальной плоскости позволяют решать задачи обеспечения безопасности полётов как при выполнении разовых индивидуальных заданий, так и при массовых (регулярных) полётах ВС, а также производить оценку навигационного параметра потока ВС по выбранному маршруту, что является важным и актуальным при обработке траекторных измерений без использования информации системы наблюдения, организации и обслуживании воздушного движения.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Conflict of interest. The authors declare no conflict of interest

Список источников

1. ИКАО Doc 9613. Руководство по навигации, основанной на характеристиках (PBN). Изд. 5. ИКАО, 2023. 468 с.
2. Шувалова Е. В., Кузнецов С. В., Козлов Д. К., Калинин А. С., Спрысков В. Б. Безопасность полётов воздушных судов с известными навигационными спецификациями без использования информации наблюдения // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2025. № 50. С. 73–81.
3. Разработка методики оценки безопасности полётов на основе расчёта риска катастроф при внедрении маршрутов ОВД для типов навигационных спецификаций RNAV1 и RNAV5 навигации, основанной на характеристиках (PBN), с использованием информации системы наблюдения ОВД: Отчёт о НИР по ГК №7770/16-030-0000-ГК-168-14 от 25.07.2016. Москва: ГосНИИ ГА, 2016. 221 с.
4. Горяинов В. Т., Журавлёв А. Г., Тихонов В. И. Статистическая радиотехника: Примеры и задачи / под ред. В. И. Тихонова. 2-е изд. Москва: Советское Радио, 1980. 544 с.
5. Феллер В. Введение в теорию вероятностей и её приложения. В 2-х томах. Т. 2. Пер. с англ. Москва: Мир, 1984. 738 с.
6. Пугачев В. С. Теория вероятностей и математическая статистика. Москва: Наука, 1979. 496 с.
7. Вентцель Е. С., Овчаров Л. А. Теория вероятностей и её инженерные приложения. Москва: Наука, 1988. 480 с.
8. ИКАО Doc 9689-AN/953. Руководство по методике планирования воздушного пространства для определения минимумов эшелонирования. Изд. 1. ИКАО, 1998. 230 с.

References

1. ICAO Doc 9613. Performance-based Navigation (PBN) Manual. Fifth Ed. ICAO, 2023, 398 p.
2. Shuvalova E. V., Kuznetsov S. V., Kozlov D. K., Kalintsev A. S., Spryskov V. B. Aircraft flight safety with known navigation specifications without using surveillance data. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2025, no. 50, pp. 73–81. (In Russ.)
3. Development of a method for assessing flight safety based on catastrophe risk calculation during the implementation of air traffic routes for RNAV1 and RNAV5 PBN navigation specifications using ATS surveillance information. Research report under State Contract No. 7770/16-030-0000-GK-168-14 dated 25 July 2016. Moscow, GosNII GA Publ., 2016, 221 p. (In Russ.)
4. Goryainov V. T., Zhuravlev A. G., Tikhonov V. I. *Statistical Radiotechnics: Examples and Problems*. 2nd ed. Edited by V. I. Tikhonov. Moscow, Sovetskoe Radio Publ., 1980, 544 p. (In Russ.)
5. Feller W. *An Introduction to Probability Theory and Its Applications*. Volume 2. Translated from English. Moscow, Mir Publ., 1984, 738 p. (In Russ.)
6. Pugachev V. S. *Probability Theory and Mathematical Statistics*. Moscow, Nauka Publ., 1979, 496 p. (In Russ.)

7. Venttsel E. S., Ovcharov L. A. *Probability Theory and Its Engineering Applications*. Moscow, Nauka Publ., 1988, 480 p. (In Russ.)

8. ICAO Doc 9689-AN/953. Manual on airspace planning methodology for the determination of separation minima. First ed., ICAO, 1998, 205 p.

Информация об авторах

Козлов Денис Константинович, начальник отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, Kozlov_DK@gosniiga.ru

Калинцев Андрей Сергеевич, директор Центра сертификации типов оборудования – начальник отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, Kalincev_AS@gosniiga.ru

Разов Владимир Георгиевич, кандидат технических наук, начальник штаба гражданской обороны, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, razovvg@gosniiga.ru

Спрысков Владимир Борисович, доктор технических наук, главный научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, Spryskov_VB@gosniiga.ru

Authors information

Kozlov Denis K., Head of Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, Kozlov_DK@gosniiga.ru

Kalintsev Andrey S., Director of the Equipment Type Certification Center – Head of Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, Kalincev_AS@gosniiga.ru

Razov Vladimir G., Candidate of Sciences (Engineering), Chief of the Civil Defense Staff, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, razovvg@gosniiga.ru

Spryskov Vladimir B., Doctor of Sciences (Engineering), Chief Scientific Officer, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, Spryskov_VB@gosniiga.ru

Статья поступила в редакцию 12.01.2026; одобрена после рецензирования 22.04.2026; принята к публикации 24.08.2026.

The article was submitted 12.01.2026; approved after reviewing 22.04.2026; accepted for publication 24.08.2026.

Научная статья

УДК 629.735.035.62.015.3

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЁТА АНСАТ В РЕЖИМАХ ВИСЕНИЯ И ОСЕВОЙ ОБДУВКИ

А. О. ГАРИПОВ¹, П. В. МАКЕЕВ², Д. В. НЕДЕЛЬКО^{1,3}¹ Казанский вертолётный завод, Казань, Республика Татарстан, Россия² Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия³ Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н. Е. Жуковского, Жуковский, Московская область, Россия

Аннотация. В статье представлены результаты численных исследований аэродинамики изолированного несущего винта (НВ) вертолёт АНСАТ на режимах набора высоты, висения и вертикального снижения, включая область режимов «вихревого кольца» (ВК). Используется нелинейная лопастная вихревая модель винта, разработанная в Московском авиационном институте (МАИ). Рассмотрен широкий диапазон скоростей набегающего на винт осевого потока. Исследования выполнены как при постоянном угле общего шага НВ, так и при постоянном осреднённом по времени значении коэффициента тяги винта. Получены зависимости распределённых и интегральных аэродинамических характеристик, картины обтекания и формы вихревого следа НВ. На основе анализа полученных данных по критериям снижения тяги при фиксированном общем шаге НВ и росту потребной мощности при фиксированной средней по времени тяге НВ определены границы режимов ВК. Результаты расчётов сопоставлены с имеющимися данными для других НВ. Полученные результаты дополняют имеющийся опыт экспериментальных и численных исследований в данной области.

Ключевые слова: несущий винт, нелинейная вихревая модель, висение, осевое обтекание, режимы вихревого кольца, аэродинамические характеристики, эксплуатация авиационной техники

Для цитирования: Гарипов А. О., Макеев П. В., Неделько Д. В. Численное исследование аэродинамики несущего винта вертолёт АНСАТ в режимах висения и осевой обдувки // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2026. № 55. С. 49–58.

Original article

NUMERICAL STUDY OF THE ANSAT HELICOPTER MAIN ROTOR AERODYNAMICS IN HOVERING AND AXIAL FLOW

A. O. GARIPOV¹, P. V. MAKEEV², D. V. NEDELKO^{1,3}¹ Kazan Helicopter Plant, Kazan, Tatarstan Republic, Russia² Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia³ Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Moscow region, Russia

Abstract. The article presents the results of numerical studies of the aerodynamics of the ANSAT helicopter's isolated main rotor in climb, hover, and vertical descent modes, including the vortex ring state

modes area. The free-wake model developed at the Department of Helicopter Design at the Moscow Aviation Institute is used. A wide range of velocities of the incoming axial flow have been considered. The studies were performed both at a fixed main rotor's blade pitch angle and at the constant time-averaged value of the main rotor's thrust coefficient. The dependences of the distributed and integral aerodynamic characteristics, the flow patterns, and the shape of the vortex wake are obtained. Based on the analysis of the data obtained, the boundaries of the vortex ring state modes have been determined according to the criteria of the rotor thrust drop at a fixed blade pitch angle and to the criteria of increasing the required power at a fixed thrust values. The calculation results are compared with the available data for other main rotor's. The results obtained complement the existing experience of experimental and numerical research in this field.

Keywords: main rotor, free-wake model, hover, axial flow, vortex ring state, aerodynamic characteristics, operation of aircraft

For citation: Garipov A. O., Makeev P. V., Nedelko D. V. Numerical study of the ANSAT helicopter main rotor aerodynamics in hovering and axial flow. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2026, no. 55, pp. 49–58. (In Russ.)

Введение

Режимы полёта, при которых вертолёт снижается вертикально или под большим углом и его несущий винт (НВ) обтекается с положительными углами атаки, относятся к наиболее сложным с точки зрения аэродинамики вертолёта, так как чреваты возможностью попадания НВ в область режимов «вихревого кольца» (ВК).

В лабораторных исследованиях режимов ВК обычно отмечают падение силы тяги винта, увеличение потребной мощности (крутящего момента), нестационарные пульсации силы тяги и крутящего момента винта, сворачивание вихревого следа за лопастями винта в сложную тороидальную структуру, образование вокруг винта значительного воздушного тела, ограниченного границами непротекания внешнего потока [1–3]. В лётных испытаниях отмечают резкую неконтролируемую потерю вертолётom высоты, рост потребной мощности НВ, тряску и вибрации, броски по курсу, крену и тангажу, ухудшение управляемости вертолётom и другие особенности [4, 5].

Область режимов полёта, где возможно возникновение описанных выше явлений, отмечается в Руководстве по лётной эксплуатации (РЛЭ) посредством линии или кривой, построенной в координатах горизонтальной V_x и вертикальной V_y составляющих скорости набегающего на НВ потока на графике функции $V_x = f(V_y)$.

Исследование аэродинамических характеристик (АДХ) винта в области режимов ВК активно ведётся с момента появления первых серийных вертолётom. Тем не менее всесторонний и исчерпывающий анализ данного явления отсутствует до настоящего времени. Эксперименты и лётные испытания сопряжены с чрезвычайной сложностью, высокой стоимостью, опасностью и связанными с этим различными ограничениями [1–3]. Многие классические методы расчёта в силу принятых в них допущений не позволяют полностью воспроизвести все особенности работы винта на режимах ВК [6, 7], а более современные подходы, базирующиеся на численном решении уравнений Навье-Стокса, слишком затратны для реализации практически ориентированных исследований [8, 9]. В результате имеющиеся данные по АДХ винтов на режимах ВК весьма ограничены и касаются частных случаев; при сопоставлении в этих данных часто выявляются противоречия и существенная зависимость от параметров винта и условий испытаний [10].

В современных условиях исследование режимов ВК посредством численного моделирования АДХ выглядит всё более целесообразным, однако на практике требует применения моделей и методов, сочетающих низкую ресурсоёмкость и достаточный уровень воспроизведения физических процессов, характерных для этих режимов. Такое сочетание в наибольшей мере присуще современным вихревым моделям винта [11, 12]. К ним относятся нелинейная лопастная

вихревая модель винта и метод расчёта АДХ винтов в области режимов ВК, разработанные на кафедре «Проектирование вертолётов» МАИ [13, 14].

В настоящей статье представлены результаты исследования АДХ изолированного НВ вертолёта одновинтовой схемы АНСАТ разработки АО «Казанский вертолётный завод» в области режимов ВК с применением методов и подходов, изложенных в [14].

Метод расчёта и объект исследования

Подробное описание нелинейной лопастной вихревой модели и метода расчёта АДХ НВ на режимах ВК, а также их валидация представлены в [13, 14]. Модель базируется на теории несущей линии Н. Е. Жуковского и теории элемента лопасти С. К. Джевецкого. При расчёте индуктивных скоростей используется модель вихря, описывающая реальное распределение индуктивных скоростей вблизи ядра вихря, а также учитывающая процесс диффузии вихря с течением времени, что важно при моделировании режимов ВК [13].

В табл. 1 представлены основные характеристики НВ вертолёта АНСАТ, использованные при создании его расчётной модели. Каждая лопасть разбивалась на 12 расчётных элементов вдоль радиуса. Азимутальный расчётный шаг составлял $\Delta\psi=12^\circ$. В процессе расчёта винт совершал от 20 до 120 оборотов в зависимости от режима расчёта. При моделировании режимов ВК применялся приём, связанный с отбрасыванием вихревого следа за лопастями после 14 оборотов [14]. Принятые параметры модели обеспечивают удовлетворительный баланс между точностью и ресурсоёмкостью на рассматриваемых режимах работы НВ [14].

Табл. 1. Основные параметры НВ вертолёта АНСАТ

Параметр	Значение	Ед. измерения
Радиус НВ, R	5,75	м
Окружная скорость вращения лопастей, ωR	220	м/с
Количество лопастей, k_L	4	—
Хорда лопасти (по всей длине), b	0,32	м
Крутка лопасти, $\Delta\varphi_\Sigma$	–5,92	градус
Сужение лопасти	нет	—
Коэффициент заполнения винта, σ	0,0709	—
Профиль лопасти	NACA 230-12	—

Результаты расчётов зависимости коэффициента тяги c_T от коэффициента крутящего момента (мощности) m_K НВ вертолёта АНСАТ $c_T=f(m_K)$ на режимах висения, полученные на базе используемой модели, демонстрируют хорошее согласование с результатами, полученными на базе высокоуровневого МКО-подхода RANS в работе [15].

Результаты расчётов

Рассмотрены следующие условия работы изолированного НВ вертолёта АНСАТ. Скорость набегающего на НВ осевого потока V_y изменялась в диапазоне от –5 до 25 м/с. Использовались два подхода к исследованию АДХ винта в области режимов ВК [14]:

- расчёт при постоянном осреднённом по времени (с учётом возможных пульсаций) коэффициенте силы тяги НВ c_{Tcr} , соответствующем коэффициенту тяги c_{T0} на режиме висения ($c_{Tcr}=c_{T0}=const$), для этого подбирался необходимый закон управления углом $\varphi_T=f(V_y)$ общего шага НВ;

- расчёт при фиксированном угле общего шага НВ ($\phi_7 = \text{const}$), соответствующем режиму висения.

В результате расчётов получены зависимости интегральных и распределённых АДХ винта, выполнена визуализация обтекания винта, проанализированы известные признаки режимов ВК [14].

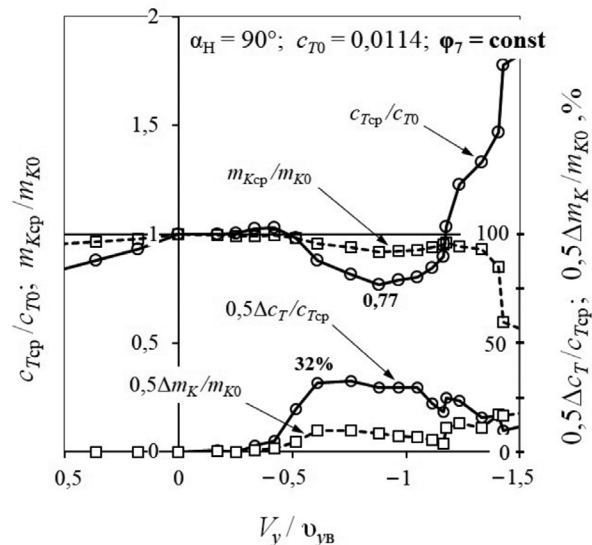


Рис. 1. Зависимости относительных коэффициентов c_{Tcp}/c_{T0} , m_{Kcp}/m_{K0} и амплитуд их пульсации от скоростей V_y/v_{yb} при $\phi_7 = \text{const}$

На рис. 1 представлены зависимости относительных коэффициентов тяги c_{Tcp}/c_{T0} и крутящего момента m_{Kcp}/m_{K0} на режимах осевого обтекания (угол атаки НВ $\alpha_H = 90^\circ$) от относительной скорости набегающего на винт потока V_y/v_{yb} (где v_{yb} – средняя индуктивная скорость в плоскости диска НВ на режиме висения). По аналогии с коэффициентами тяги коэффициенты крутящего момента соответствуют осреднённым по времени значениям (m_{Kcp}) и значению на режиме висения (m_{K0}). В данном случае зависимости АДХ построены для $\phi_7 = \text{const}$. Вследствие характерного для режимов ВК нестационарного обтекания НВ значения коэффициентов тяги и крутящего момента пульсируют с амплитудами $0,5\Delta c_T = 0,5(c_{Tmax} - c_{Tmin})$ и $0,5\Delta m_K = 0,5(m_{Kmax} - m_{Kmin})$ соответственно.

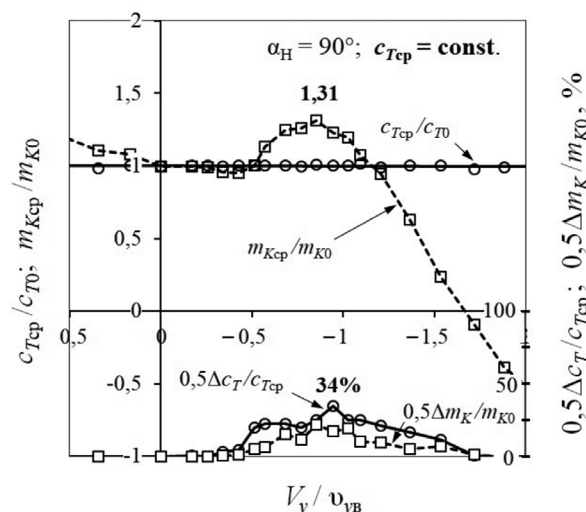


Рис. 2. Зависимости относительных коэффициентов c_{Tcp}/c_{T0} , m_{Kcp}/m_{K0} и амплитуд их пульсации от скоростей V_y/v_{yb} при $c_{Tcp} = \text{const}$

Графики относительных амплитуд пульсаций тяги $0,5\Delta c_T/c_{T0}$ и крутящего момента $0,5\Delta m_K/m_{K0}$ также представлены на рис. 1.

На рис. 2 представлены зависимости АДХ НВ, аналогичные зависимостям, приведённым на рис. 1, но полученные при условии $c_{Tcr} = \text{const}$. Здесь режимы ВК характеризуются не падением относительного коэффициента тяги c_{Tcr}/c_{T0} , а увеличением относительного коэффициента мощности (крутящего момента) m_{Kcr}/m_{K0} , потребной на вращение винта. Область $m_K/m_{K0} > 1$ лежит здесь в диапазоне скоростей $V_y/v_{yв} \approx -0,5 \dots -1,1$ ($V_y \approx 6 \dots 14$ м/с), то есть практически совпадает с областью $c_{Tcr}/c_{T0} < 1$, приведённой на рис. 1. Амплитуды пульсаций тяги здесь достигают 34 %, а рост потребной мощности $m_{Kcr}/m_{K0} = 1,31$ (т. е. 31 %) при $V_y \approx 10$ м/с.

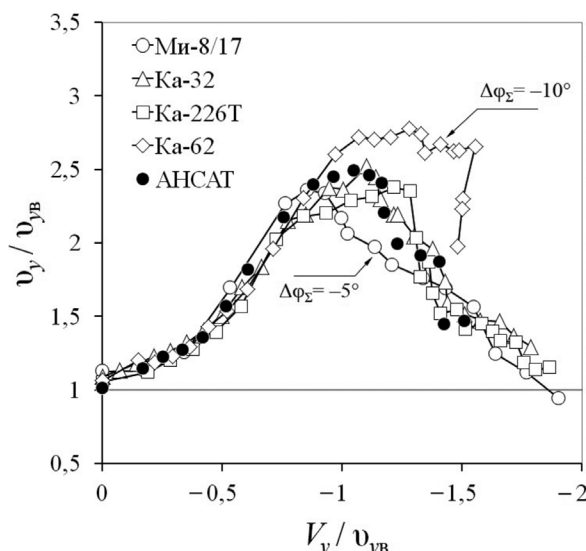


Рис. 3. Зависимости относительной индуктивной скорости $v_y/v_{yв}$ от относительной скорости вертикального снижения $V_y/v_{yв}$

На рис. 3 представлены зависимости осреднённой по диску винта и по времени относительной индуктивной скорости $v_y/v_{yв}$ (v_y – осреднённая по диску НВ индуктивная скорость) от относительной скорости вертикального снижения $V_y/v_{yв}$. Видно, что в области режимов ВК относительная индуктивная скорость достигает среднего значения $-2,5$ при $V_y/v_{yв} \approx -1$. Кроме кривой, рассчитанной для НВ вертолёта АНСАТ, на рис. 3 для сравнения представлены аналогичные зависимости, полученные в работе [14] для НВ вертолётов Ка-226Т, Ка-32, Ми-8 и Ка-62. Видно, что кривая зависимости $v_y/v_{yв} = f(V_y/v_{yв})$ для НВ вертолёта АНСАТ занимает среднее положение между аналогичными кривыми для Ми-8 и Ка-62.

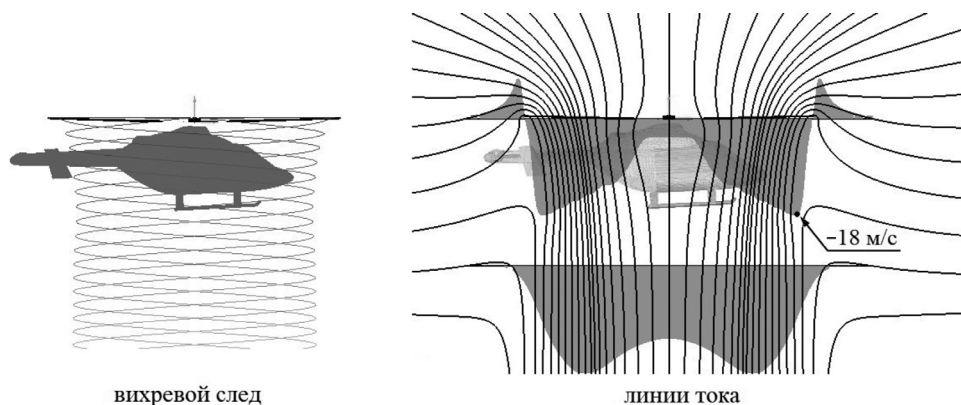


Рис. 4. Визуализация обтекания НВ вертолёта АНСАТ на режиме висения

На рис. 4 представлены результаты визуализации формы свободного нелинейного вихревого следа за лопастями НВ на режиме висения при $c_{T0}=0,0114$ и соответствующая картина обтекания. Визуализация выполнена при помощи линий тока и эпюр индуктивной скорости, построенных в проекции на плоскость, перпендикулярную плоскости вращения НВ. Фюзеляж вертолёта АНСАТ в расчётах не учитывался и показан на рис. 4 условно. Приведённые на рис. 4 результаты отражают известные особенности поведения вихревого следа и характер распределения скоростей в струе НВ на висении: наблюдаются поджатие вихревого следа и увеличение средней по сечению индуктивной скорости в струе от винта на удалении от плоскости вращения.

На рис. 5 представлены результаты визуализации формы свободного нелинейного вихревого следа за лопастями НВ и картина его обтекания. Визуализация выполнена при помощи линий тока на наиболее интенсивном режиме ВК при $V_y=10$ м/с ($V_y/v_{yв} \approx 0,88$) и $c_{Tcp}=0,0114$ (см. рис. 2). На рис. 5 чётко видны сворачивание вихревого следа в характерное торообразное тело и циркуляционный характер обтекания винта с образованием воздушного тела, наблюдаемые в экспериментальных [1–3] и расчётных [8–12] исследованиях.

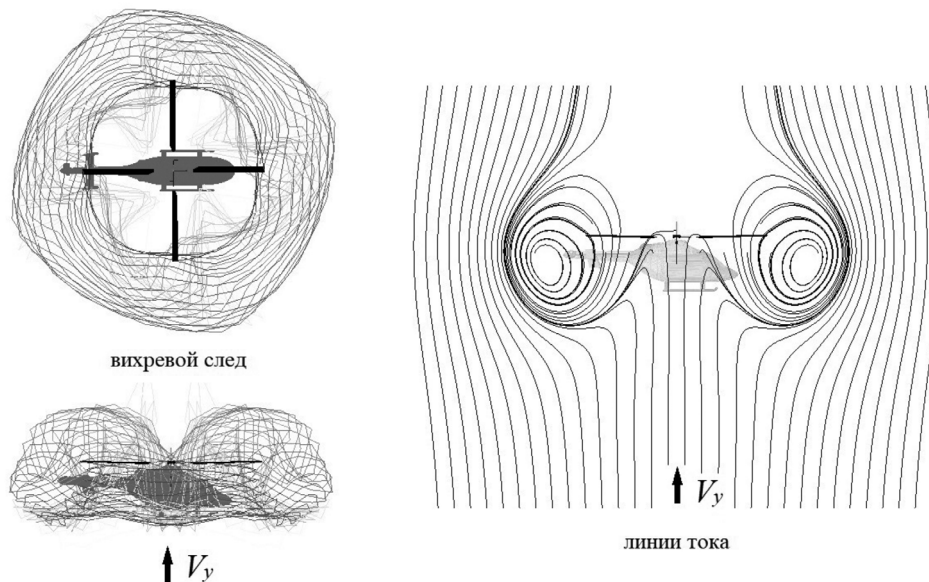


Рис. 5. Визуализация обтекания НВ вертолёта АНСАТ на режиме ВК при $V_y=10$ м/с

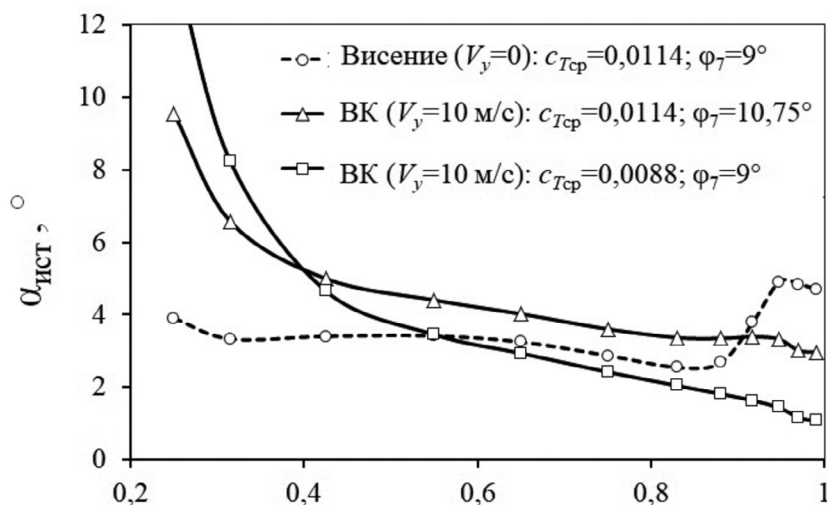


Рис. 6. Распределение истинных углов атаки $\alpha_{ист}$ вдоль относительного радиуса лопасти r/R для режимов висения и ВК

На рис. 6 приведены эпюры распределения истинных углов $\alpha_{\text{ист}}$ атаки профиля лопасти вдоль относительного радиуса лопасти r/R (отношения текущего радиуса сечения лопасти r к радиусу всего винта R). Эпюры даны для режима висения ($\varphi_7=9^\circ$; $c_{T\text{cp}}=0,0114$), режима ВК рис. 1 ($V_y=10$ м/с; $\varphi_7=9^\circ$; $c_{T\text{cp}}=0,0088$ и $V_y=10$ м/с) и режима ВК рис. 2 ($V_y=10$ м/с; $\varphi_7=10,75^\circ$; $c_{T\text{cp}}=0,0114$). Видно, как уменьшение углов атаки $\alpha_{\text{ист}}$ на основной рабочей части лопасти ($r/R=0,6\dots 1$) при постоянном шаге $\varphi_7=9^\circ$ вызывает падение коэффициента тяги на режиме ВК на 23 % по сравнению с висением, что демонстрирует приведённая на рис. 1 зависимость. Сам угол атаки при этом снижается из-за роста индуктивной скорости (рис. 3).

На рис. 7 приведена диаграмма границ режимов ВК НВ при вертикальном снижении, построенная по относительной скорости вертикального снижения $V_y/v_{yв}$ на базе критерия падения тяги $c_{T\text{cp}} < c_{T0}$. Диаграмма построена для различных значений крутки $\Delta\varphi_\Sigma$ лопастей НВ. Представлены результаты, полученные для НВ АНСАТ, и данные для других НВ из работы [14]. Диапазон значений крутки для приведённых на диаграмме рис. 7 НВ составляет от -5° до -10° . Видно, что результаты для НВ АНСАТ укладываются в общую зависимость границы режимов ВК от крутки лопастей, то есть подтверждают выводы [14].

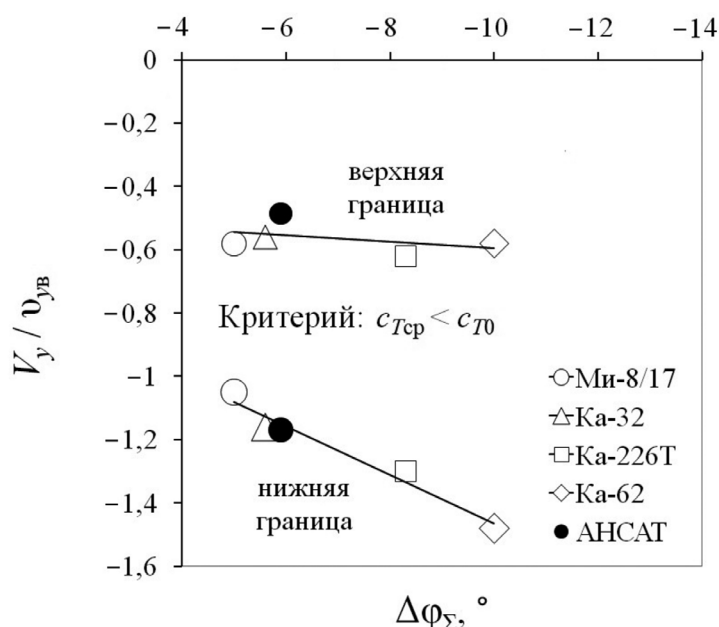


Рис. 7. Границы режимов ВК для различных НВ в зависимости от геометрической крутки лопастей

Заключение

Выполнены комплексные исследования аэродинамики изолированного НВ вертолёта АНСАТ на режимах осевого обтекания в диапазоне скоростей $V_y=-5\dots 25$ м/с, включая область режимов ВК.

Для двух подходов, при $\varphi_7=\text{const}$ и $c_{T\text{cp}}=\text{const}$, построены зависимости суммарных и распределённых АДХ винта, формы вихревого следа и структуры обтекания винта. Выявлены и проанализированы особенности в АДХ НВ на режимах ВК и связи между ними.

Представлены новые результаты, существенно дополняющие имеющийся опыт экспериментальных и численных исследований в данной области.

На основе анализа полученного массива АДХ НВ построены границы области режимов ВК в безразмерной относительной скорости вертикального снижения $V_y/v_{yв}$. Получена практически значимая зависимость $v_y/v_{yв}=f(V_y/v_{yв})$, а также другие АДХ НВ, которые могут быть в дальнейшем использованы в моделях динамики полёта.

Показано существенное влияние геометрических параметров НВ на его АДХ на режимах ВК, даже в случае представления их в безразмерном, относительном виде, что подтверждает необходимость проведения подобных исследований для каждого отдельного вертолѐта.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Conflict of interest. The authors declare no conflict of interest

Список источников

1. Washizu K. et al. Experiments on a model helicopter rotor operating in the vortex ring state. *Journal of Aircraft*, 1966, vol. 3, iss. 3, pp. 225–230.
2. Xin H., Gao Z. A prediction of the helicopter vortex-ring state boundary. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 1996, no. 1, pp. 14–19.
3. Drees J. M., Hendal W. P. The field of flow through a helicopter rotor obtained from wind tunnel smoke tests. *Journal of Aircraft Engineering*, 1951, vol. 23(266), pp. 107–111.
4. Акимов А. И. Аэродинамика и лѐтные характеристики вертолѐтов. Москва: Машиностроение, 1988. 144 с.
5. Петросян Э. А. Аэродинамика соосного вертолѐта. Москва: Полигон-Пресс, 2004. 820 с.
6. Шайдаков В. И. Теоретические исследования работы несущего винта вертолѐта на режимах вертикального снижения // Известия ВУЗов. Авиационная техника. 1960. № 1. С. 43–51.
7. Вожаев Е. С. Теория несущего винта на режимах вихревого кольца // Труды ЦАГИ. Вып. 1184. 1970. 18 с.
8. Mohd R. N., Barakos G. N. Performance and wake analysis of rotors in axial flight using computational fluid dynamics. *Journal of Aerospace Technologies and Management*, 2017, vol. 9, no. 2, pp. 193–202.
9. Rimša V, Liugas M. Numerical investigation of the vortex ring phenomena in rotorcraft. *Aerospace*, 2024, vol. 11, no. 6, 418. <https://doi.org/10.3390/aerospace11060418>
10. Johnson W. *Model for vortex ring state influence on rotorcraft flight dynamics*. NASA/TP-2005-213477, Ames Research Center, Moffett Field, California, 2005, 61 p.
11. Leishman J. G., Bhagwat M. J., Ananthan S. Free-vortex wake predictions of the vortex ring state for single rotor and multi-rotor configurations. In: *American Helicopter Society 58th Annual Forum*, June 11–13, 2002, Montreal, Canada, 30 p.
12. Крицкий Б. С., Махнев М. С., Миргазов Р. М., Субботина П. Н., Требунских Т. В. Определение аэродинамических характеристик одиночной лопасти несущего винта в пакетах FLOEFD, ANSYS FLUENT И RC-VTOL // Научный вестник МГТУ ГА. 2016. № 223(1). С. 77–83.
13. Игнаткин Ю. М., Макеев П. В., Гревцов Б. С., Шомов А. И. Нелинейная лопастная вихревая теория винта и её приложения для расчѐта аэродинамических характеристик несущих и рулевых винтов вертолѐта // Вестник МАИ. 2009. Т. 16. № 5. С. 24–31.
14. Макеев П. В. Методы численного моделирования нестационарных аэродинамических характеристик и формирования границ области режимов вихревого кольца винтов и их приложение к задачам повышения безопасности полѐтов вертолѐтов: дис. д-ра техн. наук. Москва, Московский авиационный институт, 2025. 350 с.
15. Кусюмов А. Н., Батраков А. С., Нурмухаметов Р. Р. CFD анализ винтов вертолѐтов на режиме висения // Материалы XXIII научно-технической конференции по аэродинамике. Москва: ЦАГИ, 2012. 145 с.

References

1. Washizu K. et al. Experiments on a model helicopter rotor operating in the vortex ring state. *Journal of Aircraft*, 1966, vol. 3, iss. 3, pp. 225–230.

2. Xin H., Gao Z. A prediction of the helicopter vortex-ring state boundary. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 1996, no. 1, pp. 14–19.
3. Drees J. M., Hendal W. P. The field of flow through a helicopter rotor obtained from wind tunnel smoke tests. *Journal of Aircraft Engineering*, 1951, vol. 23(266), pp. 107–111.
4. Akimov A. I. *Aerodynamics and performance of helicopters*, Moscow, Mashinostroenie Publ., 1988, 144 p. (In Russ.)
5. Petrosyan Eh. A. *Aerodynamics of coaxial helicopter*. Moscow, Poligon-Press Publ., 2004, 820 p. (In Russ.)
6. Shaydakov V. I. Theoretical research into helicopter rotor operation in vertical descent states. *Russian Aeronautics*, 1960, iss. 81, pp. 43–51. (In Russ.)
7. Vozhdaev E. S. Rotor theory for the vortex ring states. *Proceedings of TsAGI*, 1970, iss. 1184, 18 p. (In Russ.)
8. Mohd R. N., Barakos G. N. Performance and wake analysis of rotors in axial flight using computational fluid dynamics. *Journal of Aerospace Technologies and Management*, 2017, vol. 9, no. 2, pp. 193–202.
9. Rimša V, Liugas M. Numerical Investigation of the Vortex Ring Phenomena in Rotorcraft. *Aerospace*, 2024, vol. 11, no. 6, 418. <https://doi.org/10.3390/aerospace11060418>
10. Johnson W. *Model for vortex ring state influence on rotorcraft flight dynamics*. NASA/TP-2005-213477, Ames Research Center, Moffett Field, California, 2005, 61 p.
11. Leishman J. G., Bhagwat M. J., Ananthan S. Free-Vortex wake predictions of the vortex ring state for single rotor and multi-rotor configurations. In: *American Helicopter Society 58th Annual Forum*, June 11–13, 2002, Montreal, Canada, 30 p.
12. Kritskiy B. S., Makhnev M. S., Mirgazov R. M., Subbotina P. N., Trebunskikh T. V. Aerodynamic characteristics calculation on single rotor blade using FLOEFD, ANSYS FLUENT and RC-VTOL. *Civil Aviation High Technologies*, 2016, no. 223(1), pp. 77–83. (In Russ.)
13. Ignatkin Yu. M., Makeev P. V., Grevtsov B. S., Shomov A. I. A nonlinear blade vortex propeller theory and its applications to estimate aerodynamic characteristics for helicopter main rotor and anti-torque rotor. *Aerospace MAI Journal*, 2009, vol. 16, no.5, pp. 24–31. (In Russ.)
14. Makeev P. V. Methods of numerical modeling of unsteady aerodynamic characteristics and formation of boundaries of the vortex ring state modes of rotors and their application to the tasks of improving helicopter flight safety. Doctoral dissertation Technical Sciences, Moscow, 2025, Moscow Aviation Institute, 350 p. (In Russ.)
15. Kusyumov A. N., Batrakov A. S., Nurmukhametov R. R. CFD analysis of helicopter rotors in hover mode. *Proceedings of the XXIII Scientific and Technical Conference on Aerodynamics*, Moscow, TsAGI, 2012, 145 p. (In Russ.)

Информация об авторах

Гарипов Алексей Олегович, заместитель генерального директора – главный конструктор ОКБ, Казанский вертолѐтный завод, Казань, Республика Татарстан, Россия, garipov_AO@kazanhelicopters.com

Макеев Павел Вячеславович, профессор кафедры, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия, makeevpv@mai.ru

Неделько Дмитрий Валерьевич, начальник отдела расчётов, Казанский вертолѐтный завод, Казань, Республика Татарстан, Россия; главный специалист, Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н. Е. Жуковского, Жуковский, Московская область, Россия, Nedelko_DV@kazanhelicopters.com

Authors information

Garipov Aleksey O., Deputy General Director – Chief Designer of EDB, Kazan Helicopter Plant, Kazan, Tatarstan Republic, Russia, garipov AO@kazanhelicopters.com

Makeev Pavel V., Professor of the Department, Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia, makeevpv@mai.ru

Nedelko Dmitriy V., Head of the Department, Kazan Helicopter Plant, Kazan, Tatarstan Republic, Russia; Chief Specialist, Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Moscow region, Russia, Nedelko_DV@kazanhelicopters.com

Статья поступила в редакцию 10.02.2026; одобрена после рецензирования 22.06.2026; принята к публикации 24.08.2026.

The article was submitted 10.02.2026; approved after reviewing 22.06.2026; accepted for publication 24.08.2026.

Научная статья
УДК 629.7:378.8

ТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕКСТОВЫХ ОПИСАНИЙ УГРОЗ ТРАНСПОРТНОЙ БЕЗОПАСНОСТИ

(публикуется в рамках молодёжной политики Научного вестника ГосНИИ ГА)

Ю. С. АКСЕНОВА, А. К. ВОЛКОВ

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

Аннотация. Рассмотрены возможности использования методов тематического моделирования для автоматизированного анализа больших массивов текстовых описаний террористических угроз. Показано, как эти методы позволяют выявлять скрытые закономерности в эволюции угроз, что открывает новые перспективы для прогнозирования и профилактики актов незаконного вмешательства на объектах транспортной инфраструктуры. Представлен обзор научных работ в смежных областях (кибербезопасности и безопасности полётов), в которых описываются технологии обработки естественного языка и, в частности, тематического моделирования для анализа текстовых данных об угрозах и уязвимостях. Описана модель скрытого распределения Дирихле (Latent Dirichlet allocation, LDA) – вероятностная модель для тематического моделирования. Тематическое моделирование – это технология построения корпуса текстовых документов, позволяющая выявить, к какой теме или темам относится отдельный документ корпуса. Проведена апробация тематического моделирования на наборе данных Global terrorism database (GTD). Выявлены 6 тем, которые описаны в виде ключевых слов. Результаты работы могут быть использованы при разработке инструмента анализа угроз для облегчения работы сотрудников подразделений транспортной безопасности.

Ключевые слова: угроза, транспортная безопасность, тематическое моделирование, скрытое распределение Дирихле, эксплуатация авиационной техники

Для цитирования: Аксенова Ю. С., Волков А. К. Тематическое моделирование текстовых описаний угроз транспортной безопасности // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2026. № 55. С. 59–66.

Original article

TOPIC MODELING OF TEXTUAL DESCRIPTIONS OF TRANSPORT SAFETY THREATS

(Published as part of the implementation of the youth policy of the Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation)

YU. S. AKSENOVA, A. K. VOLKOV

Ulyanovsk Civil Aviation Institute, Ulyanovsk, Russia

Abstract. The possibilities of using topic modeling methods for automated analysis of large arrays of textual descriptions of terrorist threats are analyzed. Shows how these methods can identify hidden patterns

in the evolution of threats, which opens up new prospects for predicting and preventing acts of unlawful interference at transport infrastructure facilities. Provides an overview of scientific papers in related fields (cybersecurity and aviation safety) that describe natural language processing technologies and, in particular, topic modeling for the analysis of textual data on threats and vulnerabilities. The article describes the latent Dirichlet allocation (LDA) model, a probabilistic model for topic modeling. Topic modeling is a technique for building a corpus of text documents that identifies the topic or topics associated with each document in the corpus. Topic modeling was tested on the Global terrorism database (GTD) dataset. Six topics were identified and described using keywords. The results can be used to develop a threat analysis tool to facilitate the work of transport security officers.

Keywords: threat, transport security, topic modeling, latent Dirichlet allocation, operation of aircraft

For citation: Aksenova Yu. S., Volkov A. K. Topic modeling of textual descriptions of transport safety threats. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2026, no. 55, pp. 59–66. (In Russ.)

Введение

На сегодняшний день гражданские воздушные перевозки не только являются способом перемещения, но и оказывают огромное влияние на экономическое и социальное развитие государств. В таких условиях объекты транспортной инфраструктуры (ОТИ) воздушного транспорта привлекают злоумышленников, как цели реализации актов незаконного вмешательства (АНВ). Необходимость постоянного повышения эффективности мер обеспечения транспортной безопасности продиктована не только масштабами последствий совершённых АНВ; эволюция технических и организационных средств и методов борьбы с террористическими угрозами часто не успевает адаптироваться к изменениям в тактике и способах реализации этих угроз. Органы законодательной власти и ведущие организации в области проектирования и разработки технических средств обеспечения транспортной безопасности ведут непрерывную работу по совершенствованию этой сферы, создавая новые требования, мероприятия и техническое оснащение для защиты гражданской авиации от угроз. На текущий момент в России законодательно установлено 9 потенциальных видов угроз транспортной безопасности, такие как угроза захвата, взрыва, размещения взрывного устройства, блокирования, хищения, поражения опасными веществами, но список не актуализировался с 2010 года, несмотря на то, что современные технологии предоставляют совершенно новые возможности для нарушений работы транспортного комплекса или даже полного вывода его из строя [1]. В 2024 году Министерство транспорта Российской Федерации опубликовало новый проект приказа о перечне угроз, который был дополнен угрозой применения беспилотных аппаратов и угрозой поджога, но даже учитывая внесённые изменения, этот перечень нельзя назвать исчерпывающим.

Степень защиты ОТИ и мероприятия по их защите определяются не только перечнем потенциальных угроз, но и их уровнем. На сегодняшний день установлено 3 уровня безопасности. Первый уровень безопасности устанавливает степень защищённости объектов от потенциальных угроз, то есть предполагается, что существуют вероятные условия и факторы, которые могут создать опасность реализации АНВ. Этот уровень действует на территории России постоянно, если не объявлены другие. Второй уровень безопасности описывает степень защищённости от непосредственных угроз, которые характеризуются конкретными условиями и факторами риска реализации АНВ. Третий соответственно определяет степень защиты от прямых угроз, когда имеется совокупность факторов и условий, уже создавших опасность на ОТИ [2].

Определение характера и уровня угроз необходимо для определения списка эффективных и адекватных мероприятий по защите ОТИ от АНВ. Прогнозирование характера и уровня

угроз, постоянный мониторинг рисков незаконного вмешательства являются актуальными вопросами в области обеспечения безопасности на воздушном транспорте. Обеспечение безопасности – сложная система, степень защищённости которой характеризуется большим количеством различных внутренних и внешних условий и факторов, что создаёт необходимость поиска инструментов и методов, позволяющих автоматизировать процесс оценки рисков и анализа угроз.

Целью статьи является анализ перспектив применения тематического моделирования текстовых описаний угроз транспортной безопасности.

Обзор существующих научных работ

Для обоснования актуальности и перспектив применения тематического моделирования в задачах транспортной безопасности проведён анализ исследований в смежных областях – кибербезопасности и безопасности полётов. Эти области характеризуются необходимостью обработки больших объёмов текстовой информации об угрозах, уязвимостях и инцидентах. Как показывает практика, современные методы анализа естественного языка (Natural Language Processing, NLP) позволяют автоматизировать эту работу, снижая нагрузку на экспертов и повышая скорость реакции на новые вызовы.

В [1] исследовалась возможность автоматической оценки актуальности угроз для программного обеспечения промышленных систем. Авторы использовали методы анализа текстов (Text Mining) на основе моделей, способных учитывать контекст целых предложений. Результаты показали, что разработанные методики позволяют ускорить анализ данных в несколько раз при сохранении высокой точности (совпадение с экспертной оценкой достигло 85 %). Данный пример подтверждает, что интеллектуальный анализ текстов может быть эффективным инструментом при работе с большими массивами неструктурированной информации в сфере безопасности.

Другой подход был реализован в [2], где решалась задача обработки разнородных и слабо-структурированных текстовых материалов по информационной безопасности. Авторы сравнили различные методы тематического моделирования и автоматического реферирования (сжатия текста). Наилучшие результаты показали методы, основанные на анализе смысловой близости предложений, а также комбинация нейросетевых подходов с алгоритмами кластеризации. Важным выводом стало то, что для получения качественных результатов необходим достаточно большой объём предметно-ориентированных текстов.

В [3] рассматривается применение методов обработки естественного языка к отчётам об авиационных происшествиях и инцидентах. Исследователи использовали базу данных, содержащую более 400 тысяч отчётов французского агентства гражданской авиации. Авторам удалось выделить категории авиасобытий, которые автоматически классифицируются с точностью более 90 %, причём некоторые категории – с точностью более 95 %, что позволяет полностью автоматизировать процесс их кодирования без участия человека. Этот пример демонстрирует прямую применимость подобных технологий в авиационной отрасли.

Проблема выявления скрытых тем в текстах, посвящённых киберугрозам, исследовалась в [4]. Для анализа сообщений с хакерских форумов были использованы два вероятностных метода – LDA [5] и неотрицательное матричное разложение (Non-Negative Matrix Factorization, NMF) [6]. Авторы выяснили, что применение этих методов на многоклассовых наборах данных позволяет выделить содержательные темы и ключевые слова, имеющие смысл в контексте кибербезопасности. При этом отмечено, что качество результатов существенно зависит от качества предварительной обработки текстов.

Рассмотрим несколько обзорных исследований. В [7] проанализированы 192 наиболее значимые публикации, посвящённые применению методов глубокого обучения и обработки естественного языка для извлечения информации об угрозах из различных веб-источников.

Обзоры [8, 9] также подтверждают, что использование технологий NLP в кибербезопасности способствует снижению числа ложных срабатываний, ускорению реагирования на инциденты и позволяет организациям проактивно противодействовать новым угрозам.

В работе [10] методы обработки естественного языка (в частности, языковая модель BERT и алгоритм градиентного бустинга [11]) были применены для анализа угроз и уязвимостей в сфере здравоохранения. В качестве источников данных использовались новостные материалы о кибератаках и общедоступные базы данных об уязвимостях. Исследование показало, что такой подход позволяет не только извлекать информацию, но и оценивать степень влияния выявленных угроз, что может быть полезно для принятия решений в реальных условиях.

Таким образом, в смежных областях – кибербезопасности и безопасности полётов – уже ведутся активные работы по созданию интеллектуальных систем на базе методов NLP. Эти системы помогают обрабатывать большие объёмы текстовой информации об угрозах и уязвимостях, выявлять скрытые закономерности и поддерживать принятие решений. Вместе с тем, применительно к задачам транспортной безопасности (анализ текстовых описаний угроз, сценариев АНВ) подобные исследования пока немногочисленны, что определяет актуальность данного обзора.

Методы исследования

Тематическое моделирование – это технология построения корпуса текстовых документов, позволяющая выявить к какой теме или темам относится отдельный документ корпуса. К наиболее часто используемым моделям тематического моделирования относят такие, как латентно-семантический анализ (Latent Semantic Analysis, LSA [12]), NNMF, LDA и др. В данной работе применяется модель LDA.

Процесс построения LDA модели включает следующие этапы [9]:

- 1) Инициализируются параметры модели.
- 2) Для каждого документа случайным образом генерируется каждое слово, относящееся к одной из k тем.
- 3) Запускается итеративный процесс улучшения модели (количество итераций выбирает исследователь). Для каждого документа D , для каждого слова W в документе, для каждой темы T :
 - а) Вычисляется вероятность $P(T|D)$, то есть доля слов в D , отнесённых к теме T .
 - б) Вычисляется вероятность $P(W|T)$ – доля слов W среди всех слов, которые в текущей итерации отнесены к теме T (частота появления слова в теме).
 - в) Переназначается слово W теме T с вероятностью $P(T|D) \times P(W|T)$, учитывая все остальные слова и их присвоения теме.

Для подробного ознакомления с моделью LDA можно обратиться к оригинальной работе [5].

Результаты тематического моделирования

В качестве источника информации для формирования корпуса была использована статистика GTD. Это база данных, которая содержит информацию более чем о 200 тысячах террористических атак, произошедших по всему миру в период с 1970 по 2021 год. Сбором информации для этой базы занимается Национальный консорциум по изучению терроризма и реакций на терроризм (START) при Университете Мэриленда. В настоящее время это самая крупная из баз, находящихся в открытом доступе, содержащая только подтверждённую информацию об инцидентах и происшествиях террористического характера, полученную из общедоступных, неклассифицированных источников. GTD содержит сведения о дате и месте происшествия, характере атаки, цели и жертвах, преступниках, а также статистические данные, заявления о взятии ответственности, виды оружия, последствия, случаи похищений и захвата заложников, а также прочие дополнительные данные и ссылки на источники.

Для предварительной обработки текстовых описаний угроз, построения и обучения LDA-модели использовались библиотеки языка программирования Python Gensim и MALLET; визуализация данных осуществлялась с применением библиотеки Matplotlib. Исходные текстовые описания террористических атак в GTD содержали значительное количество шумовой информации: неинформативные слова (предлоги, союзы, местоимения), разнообразие словоформ (падежи, числа, времена), специфические термины и аббревиатуры. Для повышения качества тематического моделирования была выполнена следующая последовательность операций предобработки:

- 1) Приведение всех символов к нижнему регистру.
- 2) Удаление знаков пунктуации, цифр и специальных символов.
- 3) Токенизация – разбиение текста на отдельные слова (токены). Токен – это фрагмент текста, который может представлять собой отдельные слова, фразы, символы и другие элементы.
- 4) Удаление стоп-слов (это союзы, предлоги, местоимения, а также часто встречающиеся, но не несущие смысловой нагрузки слова, такие как «год», «месяц», «число»).
- 5) Лемматизация – приведение слов к их начальной (словарной) форме. Это позволило объединить разные грамматические формы одного слова (например, «атака», «атаки», «атак» → «атака») и уменьшить размерность пространства признаков.
- 6) Фильтрация слов, встречающихся менее чем в 3 документах (редкие термины, не оказывающие влияния на тематическую структуру).

В результате предварительной обработки исходные текстовые описания угроз были преобразованы в словарь токенов, состоящий из 96389 элементов. Всего для построения LDA-модели было обработано 148546 записей о террористических атаках (из общего количества 214666 записей были убраны записи, не включающие текстовое описание угроз). Для оценки качества тематического моделирования применялись такие показатели как сложность («perplexity») модели и её когерентность («coherence») [13]. Модель тем лучше, чем меньшее значение имеет «perplexity» и чем большее – «coherence».

Исходя из анализа зависимости между значением количества тем (k) и значением когерентности LDA-моделей (рис. 1) в качестве параметра модели LDA принято $k=6$. Для разработанной LDA-модели значение «perplexity» составило –11,33, а значение «coherence» – 0,451.

В табл. 1. представлено описание выявленных тем в виде ключевых слов.

Табл. 1. Результаты тематического моделирования

Номер темы	Ключевые слова
1	пожар, похищение, ранение, город, выстрел, деревня, гражданские лица, освобождение, исход, заложники, нападение, районы, под управлением, федерального правительства
2	взрывное устройство, пострадавшие, взорвалось, обезврежено, обнаружено, взрыв, устройства, силы, город, безопасность, пожар, целеуказание, бросил, повреждён, раненый
3	раненые, солдаты, район, пострадавшие, безопасность, выстрелы, военные, последовавшие, силы, огонь, офицеры, сообщили, столкновение, город, число, включая, нападавший
4	пожар, армия, пострадавшие, район, подозреваемые, вооружённые, национальные, раненые, рабочие, государство, освобождение, выстрелы, боевики, силы
5	детонировал, взрыв, взрывное, устройство, раненый, транспортное средство, город, самоубийство, государство, взрывчатка, террорист-смертник, мирный житель, квартал
6	бомба, сообщалось, пострадавшие, ущерб, боевики, подозреваемые, неопознанные, преступники, пожар, объединённые, взорвался, раненые, здание, выстрелы, убийства, штаты, автомобиль, заявление, ответственность

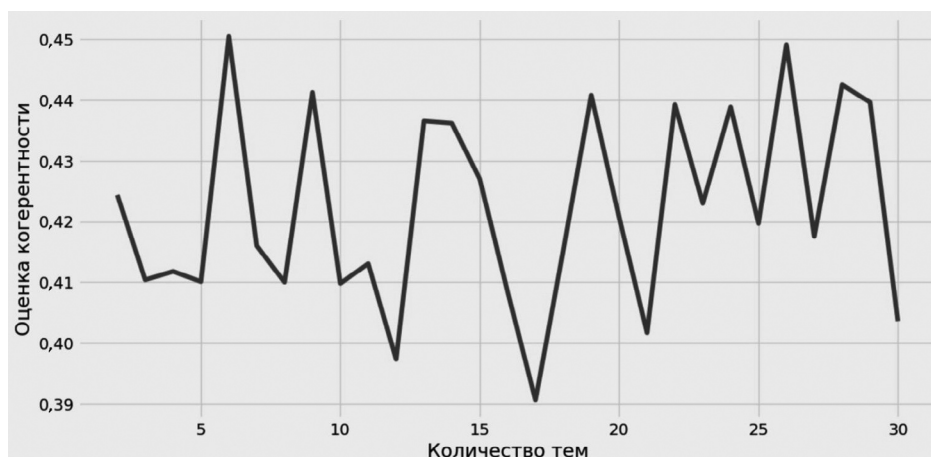


Рис. 1. Зависимость между значением количества тем (k) и значением когерентности LDA-моделей

В результате изучения ключевых слов эксперты могут провести интерпретацию и определить, какое понятие представлено определённой темой. В данном случае первая тема описывает захват заложников, вторая – применение взрывных устройств против военных / сил безопасности, третья – вооружённые столкновения с военными / силами безопасности, четвёртая – вооружённые столкновения, связанные с национальными конфликтами, пятая – взрывы, устроенные террористами-смертниками, шестая – взрывы, устроенные боевиками, личности которых не установлены.

На рис. 2 представлены графики временного ряда для первой и пятой тем. По горизонтальной оси – годы, по вертикальной – среднее значение веса темы за анализируемый год.

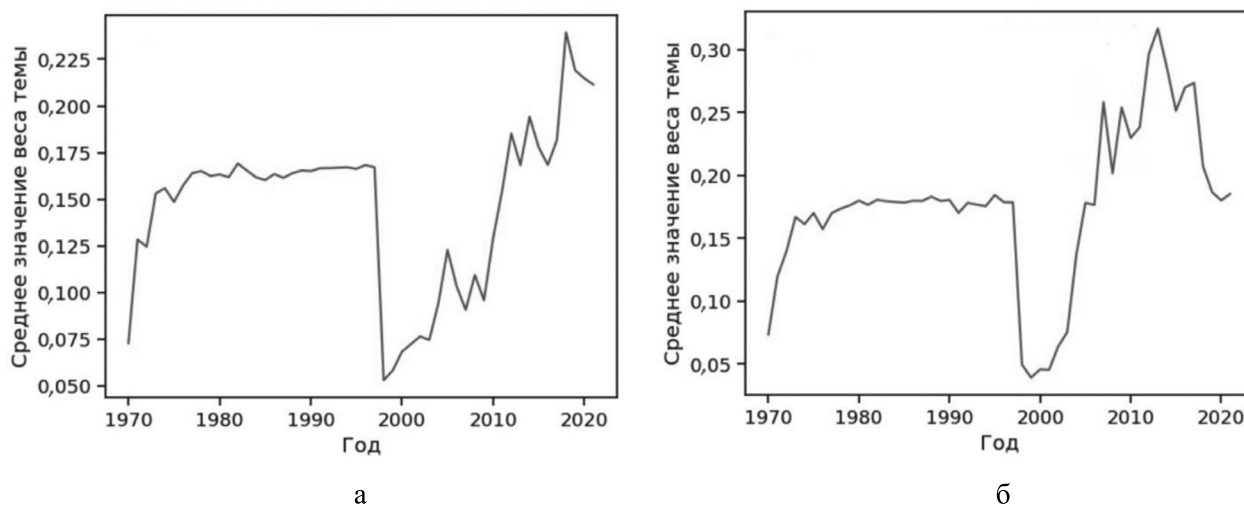


Рис. 2. Временной ряд: первая тема – а; пятая тема – б

На основе анализа временных рядов можно заключить, что перед 2000 годом произошёл спад угроз, связанных с похищениями и захватами заложников (рис. 2а), и угроз, связанных со взрывами, устроенными террористами-смертниками (рис. 2б). После 2000 года наблюдалось увеличение количества угроз, а после 2019-го – некоторое их снижение.

Заключение

Продемонстрирована практическая применимость тематического моделирования для систематизации и анализа текстовых описаний угроз транспортной безопасности. Впервые

в результате применения модели LDA к набору данных GTD были выявлены 6 тем, описывающих угрозы террористического характера.

В дальнейшем на базе предложенной модели LDA возможна разработка инструмента анализа угроз для облегчения работы сотрудников подразделений транспортной безопасности. Применение модели LDA позволяет решать такие задачи, как автоматическая оценка ключевой темы в новых описаниях угроз, подбор сообщений по интересующим темам, приоритизация потенциальных угроз. Дополнительно при изучении полученных тем можно выявить способы реализации угроз, цели нарушителей, динамику развития угрозы во времени.

Дальнейшее направление работ связано с расширением набора анализируемых данных за счёт специализированных источников информации по транспортной безопасности, сравнение эффективности модели LDA с нейросетевыми тематическими моделями, проведение экспертного опроса для валидации выявленных тем.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Conflict of interest. The authors declare no conflict of interest.

Список источников

1. Васильев В. И., Вульфин А. М., Кучкарова Н. В. Оценка актуальных угроз безопасности информации с помощью технологии трансформеров // Вопросы кибербезопасности. 2022. № 2(48). С. 27–38.
2. Васильев В. И., Вульфин А. М., Кучкарова Н. В. Тематическое моделирование и суммаризация текстов в области кибербезопасности // Вопросы кибербезопасности. 2023. № 2(54). С. 2–22.
3. Tanguy L., Tulechki N., Urieli A., Hermann E., Raynal C. Natural Language processing for aviation safety reports: from classification to interactive analysis. *Computers in Industry*, 2016, vol. 78, pp. 80–95. <https://doi.org/10.1016/j.compind.2015.09.005>
4. Hossen Md. I., Ashraful A., Farzana A., Eshtiaq R., Rahman M. M. *Generating cyber threat intelligence to discover potential security threats using classification and topic modeling*. arXiv:2108.06862v3 [cs. LG], 2022. <https://doi.org/10.48550/arXiv.2108.06862>
5. Blei D. M., Andrew Y. Ng, Jordan M. I. Latent Dirichlet Allocation. *The Journal of Machine Learning Research*, 2003, vol. 3, pp. 993–1022. <https://doi.org/10.5555/944919.944937>
6. Green D., Bailey S. *Algorithms for non-negative matrix factorization on noisy data with negative values*. arXiv:2311.04855v4 [astro-ph.IM], 2024. <https://doi.org/10.48550/arXiv.2311.04855>
7. Motohisa O., Walter A. Cyber threat intelligence augmented by deep learning and NLP. *International journal of advanced engineering technologies and innovations*, 2025, vol. 01, pp. 308–326.
8. Ismail W. S. Threat detection and response using AI and NLP in cybersecurity. *Journal of Internet services and information security*, 2024, pp. 195–205. <http://doi.org/10.58346/JISIS.2024.II.013>
9. Ravinder S., Sunil Kumar S. Natural language processing applications in cyber security. *Cyber Security Insights Magazine*, 2022, vol. 02, pp. 18–20.
10. Silvestri S., Islam S., Papastergiou S., Tzagkarakis C., Ciampi M. A machine learning approach for the NLP-based analysis of cyber threats and vulnerabilities of the healthcare ecosystem. *Sensors*, 2023, vol. 23, pp. 1–26. <https://doi.org/10.3390/s23020651>
11. Devlin J., Chang M. W., Lee K., Toutanova K. *BERT: Pre-training of Deep Bidirectional Transformers for Language Understanding*. arXiv:1810.04805v2 [cs.CL], 2019. <https://doi.org/10.48550/arXiv.1810.04805>
12. Koeman J., Rea W. *How does latent semantic analysis work? A visualisation approach*. arXiv:1810.04805v2 [cs.CL], 2019. <https://doi.org/10.48550/arXiv.1402.0543>
13. Заббаров З. Р., Волков А. К. Тематическое моделирование отчётов по безопасности полётов // Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации. 2024. № 3(44). С. 5–16.

References

1. Vasilyev V. I., Vulfin A. M., Kuchkarova N. V. Assessment of current threats to information security using transformer technology. *Voprosy kiberbezopasnosti*, 2022, no. 2(48), pp. 27–38. (In Russ.)
2. Vasilyev V. I., Vulfin A. M., Kuchkarova N. V. Thematic modeling and summarization of texts in the field of cyber security. *Voprosy kiberbezopasnosti*, 2023, no. 2(54), pp. 2–22. (In Russ.)
3. Tanguy L., Tulechki N., Urieli A., Hermann E., Raynal C. Natural Language processing for aviation safety reports: from classification to interactive analysis. *Computers in Industry*, 2016, vol. 78, pp. 80–95. <https://doi.org/10.1016/j.compind.2015.09.005>
4. Hossen Md. I., Ashraful A., Farzana A., Eshtiaq R., Rahman M. M. *Generating cyber threat intelligence to discover potential security threats using classification and topic modeling*. arXiv:2108.06862v3 [cs. LG], 2022 <https://doi.org/10.48550/arXiv.2108.06862>
5. Blei D. M., Andrew Y. Ng, Jordan M. I. Latent Dirichlet Allocation. *The Journal of Machine Learning Research*, 2003, vol. 3, pp. 993–1022. <https://doi.org/10.5555/944919.944937>
6. Green D., Bailey S. *Algorithms for non-negative matrix factorization on noisy data with negative values*. arXiv:2311.04855v4 [astro-ph.IM], 2024. <https://doi.org/10.48550/arXiv.2311.04855>
7. Motohisa O., Walter A. Cyber threat intelligence augmented by deep learning and NLP. *International journal of advanced engineering technologies and innovations*, 2025, vol. 01, pp. 308–326.
8. Ismail W. S. Threat detection and response using AI and NLP in cybersecurity. *Journal of Internet services and information security*, 2024, pp. 195–205. <http://doi.org/10.58346/JISIS.2024.II.013>
9. Ravinder S., Sunil Kumar S. Natural language processing applications in cyber security. *Cyber Security Insights Magazine*, 2022, vol. 02, pp. 18–20.
10. Silvestri S., Islam S., Papastergiou S., Tzagkarakis C., Ciampi M. A machine learning approach for the NLP-based analysis of cyber threats and vulnerabilities of the healthcare ecosystem. *Sensors*, 2023, vol. 23, pp. 1–26. <https://doi.org/10.3390/s23020651>
11. Devlin J., Chang M. W., Lee K., Toutanova K. *BERT: Pre-training of Deep Bidirectional Transformers for Language Understanding*. arXiv:1810.04805v2 [cs.CL], 2019. <https://doi.org/10.48550/arXiv.1810.04805>
12. Koeman J., Rea W. *How does latent semantic analysis work? A visualisation approach*. arXiv:1810.04805v2 [cs.CL], 2019. <https://doi.org/10.48550/arXiv.1402.0543>
13. Zabbarov Z. R., Volkov A. K. Thematic modeling of flight safety reports. *Bulletin of St. Petersburg State University of Civil Aviation*, 2024, no. 3(44), pp. 5–16. (In Russ.)

Информация об авторах

Аксенова Юлия Сергеевна, старший преподаватель, Ульяновский институт гражданской авиации имени Главного маршала авиации Б. П. Бугаева, Ульяновск, Россия, ax_yulya@mail.ru

Волков Александр Константинович, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры, Ульяновский институт гражданской авиации имени Главного маршала авиации Б. П. Бугаева, Ульяновск, Россия, volkovalex8@rambler.ru

Authors information

Aksenova Yulia S., Senior Lecturer, Ulyanovsk Civil Aviation Institute, Ulyanovsk, Russia, ax_yulya@mail.ru

Volkov Alexander K., Candidate of Sciences (Engineering), Associate Professor, Associate Professor of Department, Ulyanovsk Civil Aviation Institute, Ulyanovsk, Russia, volkovalex8@rambler.ru

*Статья поступила в редакцию 20.01.2026; одобрена после рецензирования 22.01.2026; принята к публикации 24.08.2026.
The article was submitted 20.01.2026; approved after reviewing 22.01.2026; accepted for publication 24.08.2026.*

Научная статья
УДК 629.735.064.3

ЗОЛОТНИКИ КОМАНДНОГО УПРАВЛЕНИЯ В ГИДРОУСИЛИТЕЛЯХ

В. В. ПАЩИНСКИЙ¹, Ю. В. ПОПОВ², О. Г. ФЕОКТИСТОВА³, А. А. КУЛЕШОВ^{3,4}

¹ Независимый исследователь, Москва, Россия

² Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

³ Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия

⁴ Научно-производственное предприятие «Аэросила», г. Ступино, Московская область, Россия

Аннотация. Представлена статистика наработок золотников в гидроусилителях и налёта парков воздушных судов (Ту-154, Ил-86, Ми-8, Ми-4, Ми-6, Ми-2, Ка-26, Ми-26Т) за период с 1970 по 2013 год. Обработка материалов статистики выполнена с учётом требований норм лётной годности самолётов транспортной категории, винтокрылых аппаратов транспортной категории и гражданских вертолётчиков СССР. Проведено сравнение надёжности золотников механического и электродистанционного командного управления в гидроусилителях, результаты которого показали необходимость дополнения норм лётной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории требованиями о взаимозависимости системы управления с бустерами с электрической и электронной системами, как составных частей системы управления. Проведён анализ взаимодействия бортовой системы управления и входящей в неё гидравлической системы (ГС) в рамках ситуаций отказа в виде заклинивания элементов гидроусилителя. Установлены причины отказа в виде заклинивания элементов гидроусилителя, в том числе вызванные засорением фильтроэлементов фильтров очистки в связи с применением рабочей жидкости, чистота которой не соответствует требованиям ГОСТ 17216-2001, и влиянием внешнего воздействующего фактора, провоцирующего подачу ложного командного электрического сигнала в систему управления командных золотников электромагнитного гидроусилителя. Сформулированы рекомендации, направленные на повышение качества сертификации воздушных судов.

Ключевые слова: гидроусилитель, золотник, заклинивание, статистика, налёт, надёжность, управление, сертификация

Для цитирования: Пащинский В. В., Попов Ю. В., Феоктистова О. Г., Кулешов А. А. Золотники командного управления в гидроусилителях // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2026. № 55. С. 67–76.

Original article

COMMAND CONTROL SPOOLS IN HYDRAULIC BOOSTERS

V. V. PASHCHINSKIY¹, YU. V. POPOV², O. G. FEOKTISTOVA³, A. A. KULESHOV^{3,4}

¹ Independent Researcher, Moscow, Russia

² The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia

³ Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia

⁴ Research and Production Enterprise "Aerosila", Stupino, Moscow region, Russia

Abstract. Shows the statistics of spool operation in hydraulic boosters and flight time of aircraft fleets (Tu-154, Il-86, Mi-8, Mi-4, Mi-6, Mi-2, Ka-26, Mi-26T) for the period from 1970 to 2013. Processing of materials

on statistics is carried out taking into account the requirements of the airworthiness standards of transport aircraft, rotorcraft of the transport category and civilian helicopters of the USSR. Comparison of reliability of mechanical and electric remote command control spools in hydraulic boosters was carried out, the results of which showed the need to supplement the airworthiness standards of rotorcraft of the transport category with requirements on the interdependence of the control system with boosters with electrical and electronic systems as components of the control system. Analysis of the interaction between the on-board control system and the hydraulic system included in it was carried out in the framework of failure situations in the form of jamming of hydraulic booster elements. Causes of failure in the form of jamming of hydraulic booster elements, including those caused by clogging of filter elements of cleaning filters due to the use of working fluid, the purity of which does not meet the requirements of GOST 17216-2001, and the influence of an external influencing factor that provokes the transmission of a false command electrical signal to the control system of command spools of the electromagnetic hydraulic booster. Recommendations are formulated aimed at improving the quality of aircraft certification.

Keywords: hydraulic booster, spool, jamming, statistics, raid, reliability, control, certification

For citation: Pashchinskiy V. V., Popov Yu. V., Feoktistova O. G., Kuleshov A. A. Command control spools in hydraulic boosters. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2026, no. 55, pp. 67–76. (In Russ.)

Введение

Устойчивость гидроусилителя (ГУ) оценивается надёжностью работы его основного элемента – командного золотника, функционирование которого взаимосвязано с бортовыми системами воздушного судна (ВС): системой управления (СУ), гидравлической системой (ГС), бустерной частью СУ. По системе элементов, передающей усилия и перемещения от командных рычагов управления в органы управления, на командный золотник поступает управляющий сигнал пилота; ГС обеспечивает ГУ гидравлической энергией, которую золотник распределяет в полости силового цилиндра; ГУ развивает располагаемую мощность $P_{расп}$ и обеспечивает управляемость полёта ВС, преодолевая аэродинамические силы, воздействующие на ВС в полёте. Отмеченная взаимосвязь ГУ, входящего в состав бустерной системы управления (БСУ), с бортовыми системами воздушного судна относит его к особо ответственным элементам ВС и обуславливает необходимость подтверждения его высокой надёжности.

Настоящая статья посвящена решению проблемы, связанной с возникновением отказного состояния командного золотника ГУ в виде заклинивания путём оценки конструктивных особенностей командных золотников ГУ и анализа их эксплуатационной надёжности на основании многолетнего опыта эксплуатации ВС в гражданской авиации (ГА).

Оценка и анализ гидроусилителей и командных золотников

Оценка и анализ ГУ и их командных золотников осуществляется с учётом их конструкции, применяемых способов перемещения в плунжере (гильзе) и управления [1].

ГУ и их командные золотники могут иметь различную форму, в зависимости от которой применяются различные способы перемещения в плунжере. В ГУ цилиндрической формы применяются линейный и вращательный способы перемещения в плунжере, в ГУ плоской формы – только вращательное перемещение.

В механических ГУ (ГУмех) применяется командное механическое управление с одной точкой приложения механического усилия пилота по перемещению золотника, в электродистанционном ГУ (ГУэду) применяется электродистанционное управление (ЭДУ) с двумя точками приложения гидравлических усилий по перемещению золотника в одну из двух противоположных сторон.

Способ командного управления существенно влияет на функциональную надёжность золотников ГУмех и ГУЭду. Если в ГУмех возвратно-поступательное перемещение командного золотника нормировано в соответствии с требованиями усилий по п. 29.397 АП29¹ и п. 4.3.5.2.2 НЛГВ-2 [2], то усилия, прикладываемые для поступательного или возвратного линейного перемещения командного золотника в ГУЭду к каждой из двух его точек, не нормированы и рассчитываются только конструктором ГУ по линейному размеру площади торца золотника и величине рабочего давления нагнетания в ГС, поддерживаемого во внутренних полостях ГУ.

Конструктивные особенности золотников, перемещающихся в плунжере ГУ, характеризуются микронными размерами допусков, позволяющих свободно перемещаться золотникам, и размерами щелей узла «золотник – плунжер», по которым протекает рабочая жидкость под давлением ГС [3]. Данные конструктивные особенности золотников в ГУ могут способствовать возникновению отказа в виде заклинивания командного золотника ГУ при наличии загрязнений в рабочей жидкости ГС. Заклинивание командного золотника ГУ приводит к невозможности его перемещения из-за попадания в нагнетающую или сливную щелевую проточку продукта засорения рабочей жидкости. Такое заклинивание создаёт угрозу полной потери функции ГУ по управляемости вертолётном.

По результатам стендовых испытаний предприятиями-разработчиками заклинивание как отказ золотника командного управления в ГУмех не зафиксировано, а описание отказа не приведено в перечне технических характеристик ГУ. При этом предполагаемые причины вывода из эксплуатации ГУмех, связанные с заклиниванием командного золотника, не подтверждены исследованиями, проведёнными на ремонтных заводах (Авиационный ремонтный завод, г. Санкт-Петербург; Новосибирский авиаремонтный завод; Быковский авиационный ремонтный завод; ОАО «Завод № 411 ГА», г. Минеральные Воды; Винницкий авиационный завод) и предприятиях-изготовителях ГУ АО «Гидроагрегат» (г. Павлово Нижегородская обл.), АО «Рассвет» (Москва), располагающих необходимым стендовым оборудованием.

В связи с вышеизложенным представляется целесообразным провести анализ соответствия работоспособности командных золотников ГУ по вероятностному проявлению отказа «заклинивание» на основе данных, полученных в результате длительной эксплуатации в ГА, с учётом требований АП25², АП29 [4].

Отказ «заклинивание» как термин, и его вероятность проявления представлены текстами требований:

- п. 4.7 (b) раздела А-0 АП25 в редакции: если «... функциональный отказ ... является следствием конкретного механического отказа (разрушение, заклинивание, рассоединение) одного из элементов системы и Заявитель обоснует практическую невероятность такого отказа, используя для доказательства ... статистическую оценку безотказности подобных конструкций за длительный период эксплуатации (при наличии необходимых данных)... Если показано, что функциональный отказ относится к категории событий практически невероятных, такое событие может быть исключено из дальнейшего анализа особых ситуаций для доказательства соответствия требованиям данного раздела»;

- п. 29.141 (d)(3) с текстом «внезапный полный отказ управления», включая ссылку на требование п. 29.695 (с) с текстом «...заклинивание силовых цилиндров...»;

- п. 29.695 (с) в достоверной редакции требования к БСУ: «Отказ механических элементов (таких, как поршневые штоки и соединения) и заклинивание силовых цилиндров должны учитываться до тех пор, пока эти отказы не станут практически невероятными».

¹ Авиационные правила. Часть 29. Нормы лётной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории. Третье издание с поправками 1–3. Утверждено 15 марта 2018 года постановлением 36-й сессии Совета по авиации и использованию воздушного пространства. Все упоминаемые номера пунктов, начинающиеся с 29., относятся к АП 29.

² Нормы лётной годности самолётов транспортной категории НЛГ 25. Утверждены 27 декабря 2022 года Приказом Росавиации № 961-П.

Установлено, что только в п. 29.695 (с) представлена вероятностная оценка отказа типа «заклинивание», при этом относящаяся к силовому цилиндру ГУмех со значением «практически невероятная», что по классификации п. 4.7 (а) раздела А-0 АП25 оценивается величиной 10^{-9} на час полёта по типовому профилю.

Методикой подтверждения надёжности золотника ГУмех п. 4.7 (b) раздела А-0 АП25 требований предусмотрено, что одной из составных частей его надёжности является «статистическая оценка безотказности подобных конструкций за длительный период эксплуатации», т. е. должен быть сформирован банк данных по налёту ВС. Указанные данные сформированы ГосНИИ ГА по форме № 36 ГА «Положения об учёте ВС и авиадвигателей ГА» от 01.05.1988.

Анализ данных показал следующее.

- Расчёт налёта одного золотника командного механического управления цилиндрического типа в ГУмех при распределении по типам ВС за период с 1970 по 2013 год:

- Ту-154 (9 шт.) – $0,214 \cdot 10^9$ ч;
- Ми-8 (4 шт.) – $0,98 \cdot 10^8$ ч;
- Ми-4 (4 шт.) – $0,038 \cdot 10^8$ ч;
- Ми-6 (Ми-6А) (8 шт.) – $0,02 \cdot 10^8$ ч;
- Ми-2 (3 шт.) – $0,64 \cdot 10^8$ ч;
- Ка-26 (4 шт.) – $0,15 \cdot 10^9$ ч,

где в скобках указано количество золотников во всех ГУмех; суммарный налёт одного золотника командного механического управления цилиндрического типа в ГУмех, не претерпевшего отказного состояния – заклинивания, составил $0,566 \cdot 10^9$ ч.

- Расчёт налёта одного золотника командного механического управления плоского типа в ГУмех при распределении по типам ВС:

- Ту-154 (25 шт.) – $0,596 \cdot 10^9$ ч;
- Ил-86 (32 шт.) – $0,544 \cdot 10^9$ ч;
- Ми-26Т (8 шт.) – $0,001 \cdot 10^9$ ч;

суммарный налёт одного командного золотника механического управления плоского типа в ГУмех, не претерпевшего отказного состояния – заклинивание, составил $0,113 \cdot 10^{10}$ ч.

Суммарный налёт одного командного золотника механического управления цилиндрического и плоского типов в ГУмех ВС в ГА за время эксплуатации составил $0,18 \cdot 10^{10}$ ч.

Сформированный банк данных по налёту ВС в ГА³, а также статистические данные карточек учёта неисправности (КУН) эксплуатирующих предприятий ГА и предприятий-разработчиков ГУ в совокупности показывают отсутствие случаев заклинивания командного золотника ГУмех, которые привели бы к авиационному инциденту более значимому, чем усложнение условий полёта, и подтверждают проявление заклинивания как события практически невероятного. В соответствии с требованиями п. 4.7 (b) раздела А-0 АП25 «такое событие может быть исключено из дальнейшего анализа особых ситуаций для доказательства соответствия требованиям данного раздела», что учитывается при сертификации и формировании отчёта по функциональным отказам систем для ВС.

Следует отметить, что условия заклинивания непосредственно командного золотника ГУмех конструктивно совпадают с условиями заклинивания других элементов СУ, а именно:

- магистрали механической проводки СУ, ведущей от органов управления в кабине экипажа до входного узла ГУмех;
- силового цилиндра; заклинивание возникает в результате равенства располагаемых усилий ($R_{расп}$), развиваемых ГУ, с потребными усилиями ($R_{потр}$), воспринимаемыми ГУ со стороны несущей системы вертолёт, что приводит к нарушению силовой и скоростной характеристик и потере необратимости ГУ, соответствующей возникновению в полёте катастрофической

³ Отчёты ГосНИИ ГА и ГЦ БП ВТ по обобщению опыта эксплуатации вертолёт за 1972–2013 гг.

ситуации, на предотвращение которой и направлено требование п. 29.695 (с) об учёте фактов заклинивания силового цилиндра до тех пор, пока такие отказы не достигнут практической не вероятности своего проявления, т. е. 10^{-9} на час полёта.

Однако, проявление вышеперечисленных видов заклинивания в элементах СУ воспринимается членами экипажа только в виде тактильных ощущений, аналогичных тем, которые возникают в случаях недопустимой потери или затруднения перемещения органов управления вертолётom в нарушение требований пп. 29.141, 29.397, 29.695 (с), 29.1309. При эксплуатации органов управления вертолётom экипаж тактильно воспринимает отказы в виде заедания или затяжеления, то есть субъективно оценивает работу элементов функциональной бортовой БСУ. Таким образом, в распоряжении экипажа отсутствует система для параметрической оценки работы элементов БСУ, которая могла бы информировать экипаж о величине усилий в критических точках механической проводки БСУ (от органов управления в кабине экипажа до забустерной части СУ).

В ходе выполнения комплекса работ ГосНИИ ГА, направленного на поддержание лётной годности в процессе эксплуатации, при осмотре фильтров ГС вертолётom установлено постоянное наличие на сетках фильтроэлементов бронзовой и стальной стружки, свидетельствующее о выработке бронзовых подпятников плунжеров насосов переменной производительности и стальных шестерён насосов постоянной производительности, постоянно заменяемых в ремонте.

Приведённые примеры характерны для материалов металлического происхождения, являющихся причинами износа постоянно вращающихся деталей насосов ГС. Кроме того, загрязнения в рабочей жидкости ГС могут состоять из резинового материала, являющегося результатом разрушения резиновых уплотнений и шлангов, пылепесчаного материала кремниевого происхождения, оседающего на поверхности исполнительных штоков ГУ. Загрязнения могут привести к заклиниванию командных золотников, однако наличие в рабочей жидкости ГС этих материалов ведёт также к засорению фильтроэлементов и, как следствие, существенному снижению рабочего давления в ГС в магистралях за каскадом фильтров и в ГУ, уменьшая величину располагаемого усилия Ррасп, что провоцирует необратимое нарушение функционирования ГУ.

На предприятиях промышленности отсутствуют постановочные работы по стендовым испытаниям натурной функциональной БСУ для подтверждения отказа командного золотника ГУмех при его заклинивании частицами материалов различных видов и размеров, которые попадают в рабочую жидкость и доводят показатель чистоты⁴ до недопустимого 14 класса вместо допустимого 8 класса. Также не проводятся стендовые испытания по подтверждению заклинивания силового цилиндра, влияющего на потерю необратимости ГУмех с нарушением его силовой и скоростной характеристик.

В научно-технической литературе [2] рассматривается возможность попадания продуктов износа подвижных деталей агрегатов ГС и абразивных частиц из ГУ в зазоры подвижного узла «золотник – гильза» с образованием явления облитерации (заращивания). Это явление при перемещении золотника увеличивает силу трения в диапазоне 28...43 кг, что создаёт дефект в виде заедания или затяжеления [5], но не заклинивания, потому что допустимыми усилиями на органах управления вертолётom (п. 29.397 и п. 4.3.5.2.2 НЛГВ-2) экипажем обеспечивается преодоление заедания, тем более что дефект заедания имеет накопительный, а не лавинный характер. В кинематической проводке, например, продольного канала СУ вертолётom Ми-8, Ми-171 предусмотрено конструктивное соотношение линейного размера высоты рукоятки органа управления в кабине экипажа (ручка циклического шага – р.ц.ш.) и элементов механической проводки СУ до входного звена в ГУмех, составляющее коэффициент 4,5, т. е. один пилот может

⁴ Здесь и далее приводится класс чистоты в соответствии с ГОСТ 17216-2001 «Чистота промышленная. Классы чистоты жидкостей».

приложить к золотнику допустимое усилие более 200 кг, которого достаточно для преодоления предполагаемого заедания золотника при облитерации (которая не предусмотрена в описании работы ГС и ГУ в эксплуатационной документации к вертолёту).

Анализ взаимодействия БСУ и входящей в неё ГС в рамках рассматриваемых ситуаций появления отказа в виде заклинивания элементов ГУ показал следующее:

- отсутствие возможности поддержания ГС с двухкаскадной фильтрацией требуемого разработчиком ГУ 8 класса чистоты рабочей жидкости;
- засорение фильтроэлементов фильтров очистки приводит к снижению величины располагаемого усилия ГУ с последующей потерей необратимости ГУ с заклиниванием его силового цилиндра;
- отсутствие инструментов и способов для информирования экипажа о заклинивании командного золотника или силового цилиндра ГУ, что не соответствует требованиям п. 29.1309.

Резюмируя, отметим, что рекомендации конструкторов по установке в ГУмех резервного командного золотника путём установки подвижного плунжера никак не способствуют решению проблемы: заклинивания золотника и его дублёра – плунжера, возникают по одной и той же причине недостаточной чистоты рабочей жидкости в ГС. В Руководствах по лётной эксплуатации не предусмотрено информирование экипажа о конкретных размерах увеличения усилия на органах управления в случае заклинивания основного золотника ГУ и о достаточности величины располагаемых усилий на органах управления для перемещения дублирующего золотника ГУ различных каналов СУ, в том числе о суммарном усилии при заклинивании основных золотников по одной причине [5].

Оценка надёжности золотников

Приступая к оценке надёжности золотников командного управления в ГУЭду, также следует обратить внимание на требования п. 4.7 (b) раздела А-0 АП25, п. 29.601, которые предусматривают учёт опыта эксплуатации командных золотников, имеющих две точки приложения усилий их перемещения, в аналогах эксплуатировавшихся ранее агрегатов ГС. Такой подход актуален в связи с ростом случаев применения конструкций БСУ с ГУЭду [6] и по причине отсутствия статистики налёта новых конструкций самолётов RRJ-95 и MC-21. Для оценки надёжности командных золотников с ЭДУ выбран аналог – распределительный золотник автомата разгрузки насоса (АРН) типа ГА-77, применяемый в ГС вертолётных и самолётных. Обоснованием выбора послужили следующие аналогичные характеристики конструкции золотников и условия их работоспособности:

- золотники цилиндрического типа;
- в процессе полёта непрерывно перемещаются в агрегатах;
- являются следящими элементами, распределяющими потоки рабочей жидкости соответственно в нагнетающую или сливную магистрали ГС и в камеры цилиндров ГУ по управляющему гидравлическому сигналу;
- обладают соразмерными допусками линейных размеров в местах установки в корпусе агрегата;
- работают на одинаковых типах рабочих жидкостей с чистотой хуже 8 класса, допустимых для эксплуатации по техническим условиям разработчиков ГС и ГУ;
- имеют две точки приложения к торцам соизмеримых величин гидравлических усилий, обеспечивающих возвратно-поступательные перемещения золотников либо в одну, либо в другую сторону.

Заметим, что преимуществом ГУмех является конструктивная возможность БСУ преодолевать заклинивание золотника механическим усилием, превышающим в 4 раза максимальное гидравлическое усилие ГУЭду для перемещения золотника.

Сравнение линейных и физических параметров золотников АРН и ГУэду приведено в табл. 1.

Табл.1. Сравнение параметров золотников АРН и ГУэду

Агрегат	Тип золотника	Диаметр золотника, мм	Давление нагнетания в ГС, кгс/см ²	Усилия на торцах золотника, кг	Надёжность
АРН ГА-77В	распределительный	9	42–73	26,7–46,3	$0,41 \cdot 10^{-5}$ эксплуатационная
ГУэду РПД-14А(Б)	командный	6	160	44,8	10^{-5} расчётная

Обработка данных о многолетней эксплуатации АРН, содержащихся в КУН по вертолётам, дала следующие результаты:

- досрочное снятие с эксплуатации АРН из-за заклинивания распределительного золотника составило более 200 случаев;
- заклинивание распределительного золотника АРН в полёте произошло в 60 случаях, из-за которых возникли сложные ситуации и были совершены вынужденные посадки вертолётов;
- зафиксирован последовательный отказ АРН основной и дублирующей ГС по одной причине в одном случае, имевшем катастрофические последствия.

Статистика произошедших в процессе эксплуатации событий позволила рассчитать надёжность АРН, составившую величину $0,41 \cdot 10^{-5}$, совпавшую по порядку с данными АО «Московский вертолётный завод имени М. Л. Миля». Данная величина вероятности отказа по заклиниванию аналога командному золотнику в ГУэду не соответствует требованиям пп. 29.141 (b), 29.695 (c), 29.1309 (b)(2) и пп. 4.7, 4.8 раздела А-0 АП25, устанавливающим отказ в одной функциональной системе как событие практически невероятное с величиной 10^{-9} на час полёта.

Если основной причиной заклинивания АРН является недостаточная чистота рабочей жидкости, загрязнение которой в эксплуатации превышает 14 класс чистоты при допустимом 8 классе, то на работоспособность ГУэду дополнительно оказывает влияние внешний воздействующий фактор – электромагнитное поле, которое может порождать в электронных блоках и контурах агрегатов и узлов комплексной СУ ложный командный электрический сигнал, попадающий на управление командных золотников ГУэду.

Показатель надёжности АРН ГА-77В $0,41 \cdot 10^{-5}$ требует его резервирования [7], что реализовано наличием АРН и в дублирующей ГС. В ходе работ по сертификации самолётов RRJ-95 и MC-21 выявлено, что ГУэду фирм Goodrich (США) и Liebherr (ФРГ), предназначенные для установки на самолёты, имели показатели надёжности на уровне 10^{-7} , т. е. не обеспечивали достижение требуемой разделом А-0 АП25 практической невероятности их отказа 10^{-9} .

В случае применения на вертолётах систем с ЭДУ необходимо требования к БСУ пп. 29.141, 29.695 по механике распространить на требования по электрике к электрической и электронной системам, так как они становятся сопутствующими и взаимосвязанными с СУ функциональными системами и должны соответствовать требованиям п. 29.674 об исключении влияния отказа одной функциональной системы на работу другой.

Заключение

За время многолетней эксплуатации ВС ГА в ГУмех не отмечено случаев заклинивания командных золотников при их общем налёте $0,18 \cdot 10^{10}$ часов, что в соответствии с п. 4.7 (b) раздела А-0 АП25, п. 29.601 относит отказ «заклинивание» к событиям практически невероятным.

В настоящее время мероприятия по проведению эксплуатационных испытаний новых и модернизируемых конструкций вертолётных в рамках процедур сертификации отсутствуют [8]. В этих условиях конструкции ГУмех и ГУЭду должны быть подвергнуты сертификации до установки на вертолёт, учитывая принадлежность БСУ с ГУмех и ГУЭду к особо ответственным функциональным системам, так как только на натурном стенде возможно подтвердить технические характеристики разработки ГУЭду. При этом должны проводиться проверки:

- на устойчивость к ложным управляющим воздействиям со стороны энергетических систем ГС и электрической системы;
- условий поддержания чистоты рабочей жидкости в гидросистеме с требуемым 8 классом чистоты по техническим условиям для агрегатов, на которых проводятся стендовые испытания на предприятиях-разработчиках ГУ;
- имитация условий заклинивания золотников органическими и неорганическими материалами различных видов и размеров, засоряющими рабочую жидкость ГС, с измерением величины усилий на органах управления при таких имитациях;
- на сохранение расчётных силовой и скоростной характеристик ГУ с эксплуатационными величинами рабочего давления нагнетания в камерах силового цилиндра с учётом падения рабочего давления гидросистемы за фильтроэлементами на каждом каскаде фильтрации и существующего давления слива в ГС, влияющих на изменение усилий по перемещению органов управления и сохранение необратимости гидроусилителей.

Кроме того, при испытаниях необходимо оценить:

- степень влияния воздействия радиолокационного и электромагнитного излучения на электронные блоки комплексной системы управления, контуры которых могут выдать ложный входной электрический сигнал по управлению ГУЭду;
- степень воздействия ГС с эксплуатационной чистотой рабочей жидкости вплоть до недопустимого 14 класса на усилия на органах управления при заклинивании командного золотника и показатели сохранности скоростной и силовой характеристик.

По результатам испытаний в технических данных двухкамерного ГУмех должны быть представлены материалы, подтверждающие сохранность его силовой характеристики в случае недопустимого рассогласования ходов золотников.

Качественному процессу сертификации типа должно способствовать дополнение правил АП29:

- разделом А-0 по типу АП25;
- требованиями к электрической системе, как энергетической части электродистанционной системы управления с бустерами, по типу п. 29.695, по которому гидросистема является энергетической частью для механической системы управления с бустерами;
- требованиями к электронной системе, отсутствующими в АП29;
- п. А1 Приложения А – «Инструкция по поддержанию лётной годности» – указанием на формирование данного приложения по результатам эксплуатационных испытаний при сертификации, т. к. отсутствие результатов эксплуатационных испытаний привело эксплуатационные предприятия ГА к дополнительной финансовой нагрузке без источников её компенсации в результате введения в эксплуатацию недостаточно испытанной вертолётной техники. При этом эксплуатационные предприятия ГА самостоятельно не оформляют соответствующий материал эксплуатационного характера, который можно было бы использовать для уточнения проектов нормативных документов по эксплуатации авиационного транспорта, разработка которых находится в ведении органов государственной власти: Федерального агентства воздушного транспорта (Росавиации), Министерства транспорта Российской Федерации и Министерства финансов Российской Федерации.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Conflict of interest. The authors declare no conflict of interest.

Список источников

1. Лозовский В. Н. Надёжность гидравлических агрегатов. Москва: Машиностроение, 1974. 319 с.
2. Нормы лётной годности гражданских вертолётов СССР (НЛГВ-2). 2-е изд. Москва: Межведомственная комиссия по нормам лётной годности гражданских самолётов и вертолётов СССР, 1989. 410 с.
3. Пашинский В. В., Шапкин В. С. Классификация системы управления с бустерами и учёт их конструктивных особенностей для достижения соответствия требованиям АП29 // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2015. № 9. С. 64–70.
4. Пашинский В. В. Система управления с бустерами вертолётов типа Ми-8Т, Ми-8МТВ-1, их модификаций, статистические данные по эксплуатации, соответствие требованиям АП29 // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2015. № 7. С. 54–59.
5. Гидравлические агрегаты и приводы систем управления полётом летательных аппаратов: Информационно-справочное пособие / под общ. ред. Редько П. Г. Москва: Олита, 2004. 473 с.
6. Башта Т. М. Расчёты и конструкции самолётных гидравлических устройств. Москва: Оборонгиз, 1961. 474 с.
7. Захаров А. С., Сабельников В. И. Авиационное гидравлическое оборудование. Новосибирск: НГТУ, 2017. 406 с.
8. Пашинский В. В. К вопросу о методике расследования авиационных событий по причине отказов в системе управления с бустерами // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2016. № 16. С. 94–104.

References

1. Lozovskiy V. N. *Reliability of hydraulic units*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1974, 319 p. (In Russ.)
2. *Airworthiness standards for civilian helicopters of the USSR*. Ed. 2. Moscow, Mezhvedomstvennaya komissiya po normam letnoy godnosti grazhdanskikh samoletov i vertoletov SSSR, 1989, 410 p. (In Russ.)
3. Pashchinskiy V. V., Shapkin V. S. Classification of control system with boosters and taking into account their design to achieve compliance with aircraft Regulations (AR29) Requirements. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2015, no. 9, pp. 64–70. (In Russ.)
4. Pashchinskij V. V. Control system with boosters helicopters Mi-8T, Mi-8MTV-1 and modification: plaque helicopters, statistical data on the operation, compliance AP29. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2015, no 7, pp. 54–59. (In Russ.)
5. *Hydraulic units and drives of aircraft flight control systems: information and reference manual*. Ed. Redko P. G. Moscow, Olita Publ., 2004, 473 p. (In Russ.)
6. Bashta T. M. *Calculations and designs of aircraft hydraulic devices*. Moscow, Oborongiz Publ., 1961, 474 p. (In Russ.)
7. Zakharov A. S., Sabelnikov V. I. *Aircraft hydraulic equipment*. Novosibirsk, NSTU Publ., 2017, 406 p. (In Russ.)
8. Pashchinskiy V. V. To the question of method of investigation of aviation events caused by the failures in control system with boosters. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2016, no. 16, pp. 94–104. (In Russ.)

Информация об авторах

Пашинский Владислав Владимирович, независимый исследователь, Москва, Россия, vvp1946@bk.ru

Попов Юрий Васильевич, доктор технических наук, главный специалист, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, tov_popov@rambler.ru

Феоктистова Оксана Геннадьевна, доктор технических наук, доцент, заведующая кафедрой, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия, oksana-feoktistova@yandex.ru

Кулешов Александр Анатольевич, доктор технических наук, профессор кафедры, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия; заместитель генерального директора по гражданской авиатехнике, Научно-производственное предприятие «Аэросила», г. Ступино, Московская область, Россия, kaa_alex@mail.ru

Authors information

Pashchinskiy Vladislav V., Independent Researcher, Moscow, Russia, vvp1946@bk.ru

Popov Yuriy V., Doctor of Sciences (Engineering), Chief Specialist, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, tov_popov@rambler.ru

Feoktistova Oksana G., Doctor of Sciences (Engineering), Associate Professor, Head of Department, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, oksana-feoktistova@yandex.ru

Kuleshov Aleksandr A., Doctor of Sciences (Engineering), Professor of Department, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia; Deputy General Director, Research and Production Enterprise “Aerosila”, Stupino, Moscow region, Russia, kaa_alex@mail.ru

Статья поступила в редакцию 18.06.2026 ; одобрена после рецензирования 18.06.2026; принята к публикации 24.08.2026.

The article was submitted 18.06.2026 ; approved after reviewing 18.06.2026; accepted for publication 24.08.2026.

Научная статья
УДК 629.735.45

ВЗВЕШЕННЫЙ ИНДЕКС СИСТЕМНЫХ ОТКЛОНЕНИЙ РЕАЛЬНЫХ УСЛОВИЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ВЕРТОЛЁТОВ МИ-8 КАК ОСНОВА ДИФФЕРЕНЦИРОВАННОГО ПОДХОДА К ПОДДЕРЖАНИЮ ЛЁТНОЙ ГОДНОСТИ

Д. В. БОГОМОЛОВ^{1,2}, Д. Н. ОСИПОВ²

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

² *Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия*

Аннотация. В работе представлена методика количественной оценки соответствия реальных режимов эксплуатации вертолётной техники нормативным ожидаемым условиям эксплуатации (ОУЭ). На основе анализа массива полётных данных и сопоставления их с эталонными значениями разработан взвешенный индекс отклонения от ОУЭ, учитывающий среднее отклонение по режимам на один борт, количество режимов с отклонениями и частоту отклонений. Применение статистических методов, тепловых карт и диаграмм размаха позволило выявить системные отклонения у ряда эксплуатантов и в отдельных федеральных округах. Результаты подтверждают целесообразность адаптации нормативов технического обслуживания к фактическим условиям использования вертолётов класса Ми-8 в современных условиях гражданской авиации (ГА) и обеспечивают основу для целенаправленного регулирования и повышения лётной годности вертолётов. Полученные осреднённые данные могут быть использованы разработчиками при проектировании новых вертолётов и их агрегатов и обосновании их расчётных ресурсов для ГА. Предложенный подход к обработке данных средств объективного контроля может быть использован как разработчиками, так и эксплуатантами в качестве одного из элементов системы управления безопасностью полётов.

Ключевые слова: ожидаемые условия эксплуатации, вертолётная техника, техническая эксплуатация, анализ отклонений, диаграмма размаха, тепловая карта, эксплуатация авиационной техники

Для цитирования: Богомолов Д. В., Осипов Д. Н. Взвешенный индекс системных отклонений реальных условий эксплуатации вертолётов Ми-8 как основа дифференцированного подхода к поддержанию лётной годности // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2026. № 55. С. 77–88.

Original article

WEIGHTED INDEX OF SYSTEM DEVIATIONS OF REAL OPERATING CONDITIONS OF MI-8 HELICOPTERS AS THE BASIS OF A DIFFERENTIATED APPROACH TO MAINTAINING AIRWORTHINESS

D. V. BOGOMOLOV^{1,2}, D. N. OSIPOV²

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

² *The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia*

Abstract. This paper presents a methodology for the quantitative assessment of the compliance of actual helicopter operational profiles with the normative expected EOC (Expected Operating Conditions). Based on the analysis of a large flight dataset and its comparison with reference EOC values, a weighted “violator severity index” was developed. This index accounts for the average per-aircraft deviation across operational modes, the number of modes with deviations, and the frequency of deviations. The application of statistical methods, heatmaps, and boxplots enabled the identification of systematic deviations among specific operators and federal districts. The results confirm the necessity of adapting maintenance regulations to real-world operational conditions and provide a foundation for targeted regulatory actions and enhanced helicopter airworthiness. The averaged data obtained can be used by the developer when designing new helicopters and their assemblies and justifying their estimated resources for civil aviation. The proposed approach to the processing of objective control data can be used by both the developer and the operator as one of the elements of the flight safety management system.

Keywords: Expected Operating Conditions, helicopter fleet, technical operation, deviation analysis, boxplot, heatmap, operation of aircraft

For citation: Bogomolov D. V., Osipov D. N. Weighted index of system deviations of real operating conditions of Mi-8 helicopters as the basis of a differentiated approach to maintaining airworthiness. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2026, no. 55, pp. 77–88. (In Russ.)

Введение

Вертолёты семейства Ми-8 (включающие Ми-8Т, Ми-8МТВ-1, Ми-8АМТ различных модификаций, далее Ми-8) в силу своей уникальной многофункциональности и проверенной временем надёжности эксплуатируются во всех существующих климатических условиях и на всех видах работ, предусмотренных для вертолётной техники [1–3]. Огромный опыт эксплуатации (суммарный налёт парка измеряется десятками миллионов часов), постоянные доработки конструкции фюзеляжа и совершенствование агрегатов позволяют вертолётам данного семейства оставаться одними из самых востребованных и безопасных в мире на протяжении более чем шестидесяти лет.

Однако условия рыночной экономики требуют постоянного повышения экономической эффективности эксплуатации авиационной техники при сохранении надлежащего уровня безопасности полётов. Наиболее распространёнными способами повышения эффективности, наряду с конструктивными, в последнее время являются эксплуатация по безремонтной технологии, перевод на эксплуатацию по техническому состоянию отдельных агрегатов и систем, обоснованная возможность замены «тяжёлых» форм технического обслуживания и ремонта (ТОиР) на более «лёгкие» и другие^{1,2,3}. Внедрение подобных методов существенно повышает конкурентоспособность стареющих типов воздушных судов (ВС). Одним из перспективных направлений для обоснованного внедрения подобных методов представляется перерасчёт израсходованного и остаточного ресурсов экземпляра вертолёта (агрегата) на основе учёта реальных условий эксплуатации (РУЭ).

Вертолёты Ми-8 разрабатывались с начала 60-х годов XX века с учётом требований НЛГВ-1, а затем НЛГВ-2 [4], в том числе по ожидаемым условиям эксплуатации (ОУЭ) для вертолётов

¹ ГОСТ Р 70120-2022. Авиационная техника гражданского назначения. Эксплуатация по техническому состоянию. Общие требования.

² ГОСТ Р 56079-2014. Изделия авиационной техники. Безопасность полёта, надёжность, контролепригодность, эксплуатация и ремонтная технологичность. Номенклатура показателей.

³ ГОСТ Р 56080-2014. Изделия авиационной техники. Комплексные программы обеспечения безопасности полёта, надёжности, контролепригодности, эксплуатационной и ремонтной технологичности.

данного класса, которые в дальнейшем корректировались (далее в статье под ОУЭ подразумеваются и используются для сравнения значения ОУЭ, принятые в [5]). При этом установленные начальные ресурсы отличались в десятки раз от установленных в настоящее время. И в этом смысле учёт РУЭ для увеличения ресурсов нельзя назвать новым; благодаря всестороннему обобщению опыта эксплуатации, включая РУЭ, удалось довести назначенные и межремонтные (до 1-го ремонта) ресурсы до нынешних значений. В настоящее время с появлением средств объективного контроля, таких как бортовые устройства регистрации параметров, а также твёрдотельных накопителей информации и соответствующего программного обеспечения и новых методик, появляется возможность индивидуального подхода к расчёту израсходованного ресурса как фюзеляжа в целом, так и отдельных агрегатов на протяжении всего жизненного цикла [6–9]. При реализации этого подхода появляется возможность учёта таких параметров, как особенности эксплуатанта, региона, вида выполняемых работ и других.

В данной работе представлена методика количественной оценки степени отклонения РУЭ от ОУЭ на основе анализа массива полётных данных, накопленных в процессе работ по поддержанию лётной годности экземпляров вертолётов. В результате использования статистических методов, взвешенных показателей и визуализации сформировано понятие «взвешенный индекс системного отклонения от ОУЭ» и разработан инструментальный для объективной оценки совокупностей вертолётов. Это могут быть совокупности парков эксплуатантов, экземпляров, работающих в одном регионе, выполняющих сходные работы, а также любые заданные совокупности вплоть до единичного экземпляра с учётом особенностей пилотирования конкретным лётчиком.

Исследование направлено на уточнение ОУЭ в современных условиях. Результаты могут быть использованы при разработке новых вертолётов данного класса, а также для совершенствования систем управления безопасностью полётов (СУБП) эксплуатирующими организациями. Дальнейшее совершенствование и внедрение методики позволит постепенно перейти на индивидуальный перерасчёт ресурса как для фюзеляжа, так и для отдельных агрегатов, корректировать периодичность ТОиР в сторону увеличения, тем самым повышая экономическую эффективность эксплуатации при сохранении требуемого уровня безопасности полётов.

Цели и задачи исследования

Основная цель проведённого исследования – разработка и применение методического аппарата для количественной оценки соответствия РУЭ нормативным ОУЭ, для достижения которой были решены следующие задачи:

- выделены ключевые параметры полётов, подлежащие контролю (временные доли горизонтального полёта и переходных режимов, скорость, высота, длительность);
- определён количественный критерий взвешенного индекса системного отклонения от ОУЭ, учитывающий не только масштаб отклонений, но и их частоту, глубину и критичность;
- обеспечена возможность сравнения результатов между заданными совокупностями с разным парковым составом путём нормирования отклонений на один борт;
- выполнена многоуровневая группировка данных по эксплуатантам, федеральным округам.

Таким образом, задача сводится к построению воспроизводимой аналитической процедуры, способной выявлять и ранжировать системные отклонения РУЭ от ОУЭ с последующей выработкой практических рекомендаций для авиационных предприятий. Следует отметить, что распределение по федеральным округам (ФО) здесь и далее в статье приведено в качестве иллюстрации возможности применения предложенного метода к различным группам вертолётов и отражает специфику выполняемых работ в конкретном регионе. При этом основной исследуемой совокупностью вертолётов является парк конкретной авиакомпании.

Исходные данные и первичная обработка

Исследование основано на анализе массивов данных, предоставленных эксплуатантами, содержащих общие данные экземпляра вертолёта – бортовой и регистрационный знаки, тип регистратора (БУР-1-2Ж, СДК-8), район эксплуатации (ФО), период эксплуатации, количество полётов, наработку, а также записи регистраторов.

Первичная обработка записей регистраторов по специальной программе позволяет определять доли (продолжительность относительно общего налёта) следующих основных режимов полёта:

- висения – с разбивкой на висение с влиянием земли (СВЗ), разворот на висении СВЗ, висение без влияния земли (БВЗ), разворот на висении БВЗ;
- переходных режимов – с разбивкой на разгон, набор высоты, моторное планирование, торможение, малые скорости 20...60 км/ч, виражи;
- скоростей горизонтального полёта (ГП) в диапазонах 60...100 км/ч, 100...120 км/ч, 120...180 км/ч, 180...230 км/ч, свыше 230 км/ч;
- высот (барометрических) – 0...1 км, 1...2 км, 2...3 км, свыше 3 км.

В ходе первичной обработки определялись также:

- доли продолжительностей полёта – менее 30 мин., 30–60 мин., более 60 мин. и средняя продолжительность полёта;
- доли разных режимов работы двигателя – взлётного, номинального, крейсерского;
- доли рассогласованной работы двигателя (по частоте вращения) – 0...1 %, 1...2 %, 2...3 %, свыше 3 %.

Таким образом, первичная обработка записей регистраторов позволяет сформировать актуальные РУЭ.

Первичной обработке подвергалась информация по 1109 представленным эксплуатантами массивам полётной информации за период с января 2023 по июнь 2025 года. Обработаны данные о 583 экземплярах вертолётов (около 73 % от имеющих сертификат лётной годности (СЛГ), эксплуатирующихся во всех ФО). Данные предоставили 53 эксплуатанта из 55, числящихся в Государственном реестре гражданских воздушных судов Российской Федерации. Вертолёты оборудованы регистраторами БУР-1-2Ж (75,8 %) и СДК-8 (24,2 %) и распределены по типам (Ми-8Т/Ми-8АМТ/Ми-8МТВ-1) как (51,7/21/27,3 %), что достаточно точно соответствует данным по СЛГ (52,1/20,2/27,7 %). За указанный период обработано 130985 полётов с суммарным налётом 104537 ч и средней продолжительностью полёта 48 мин.

Распределение налёта по эксплуатантам и ФО представлено на рис. 1. Лидерами по налёту среди авиакомпаний (АК) являются ЮТэйр-ВУ, Ямал, Газпром авиа, Баркол, Ельцовка (на них приходится в общей сложности 62 % от суммарного налёта ВС за указанный период), среди ФО – УрФО, СФО и ДФО (80 % от суммарного налёта). В табл. 1 приведено точное количество часов налёта по ФО.

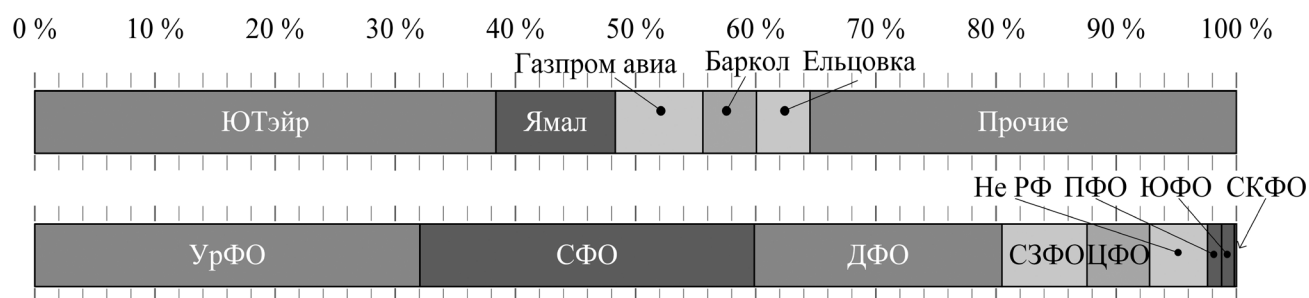


Рис. 1. Распределение общего налёта по эксплуатантам и ФО

Табл. 1. Распределение налёта по ФО

ФО	ДФО	СФО	УрФО	ПФО	ЦФО	ЮФО	СЗФО	СКФО	Не РФ
Налёт, ч	20972,2	29693,4	32960,6	1402,1	5644,9	1276	7215,6	116	4488

Таким образом, исходные данные обработаны и сгруппированы по эксплуатантам и ФО для дальнейшего анализа как РУЭ.

Отклонения от ожидаемых условий эксплуатации

Полученные данные о РУЭ сравнивали с данными [5]. Фрагмент сравнения процентных долей времени, отведённого на каждый режим, для первых 10 по налёту парка эксплуатантов представлен в табличном виде на рис. 2 (положительные значения в ячейках означают, что показатель РУЭ больше, чем указанный в [5], отрицательные – что меньше).

		Отклонение от ОУЭ (%)																			
Эксплуатант	ЮТэйр -	-0,83	0,03	0,82	0,01	-7,23	31,32	-7,76	0,72	41,07	-3,89	-8,14	-2,10	-8,86	-2,55	19,27	-9,74	-9,58	-28,26	-0,39	28,65
	Ямал -	-1,06	-0,01	-0,08	-0,05	-7,90	34,26	-8,91	12,63	55,03	0,24	-8,65	-2,28	-9,20	-3,20	24,56	14,61	-9,98	-34,58	-2,81	37,39
	Газпром авиа -	-1,18	-0,03	-0,04	-0,06	-8,15	34,40	-3,28	0,11	38,79	-3,84	-8,48	-2,27	-9,21	-1,51	21,48	11,60	-9,89	36,37	10,83	47,20
	Баркол -	-1,27	-0,07	-0,21	-0,07	-9,23	36,71	5,97	48,21	14,32	-4,57	-8,87	-2,70	-9,26	-1,32	22,10	12,11	-9,99	41,81	26,40	68,22
	Ельцовка -	-0,96	0,02	0,79	0,05	-6,66	29,96	-8,80	-8,04	43,01	2,80	-7,61	-1,83	-8,76	-3,76	20,77	-11,53	-9,44	25,48	7,75	17,73
	Дальнереченск Авиа -	-1,12	0,02	0,06	0,01	-8,12	33,99	-7,37	4,23	38,80	-2,85	-8,37	-2,34	-9,06	-2,67	-0,32	8,97	-9,09	-37,21	-14,56	51,77
	НССА -	-1,01	0,01	0,06	-0,01	-7,61	33,37	-9,05	-3,32	48,88	-3,97	-8,25	-2,42	-9,11	-3,61	3,21	4,26	-7,60	-39,30	-6,93	46,23
	Нарьян-Марский ОАО -	-0,60	-0,02	-0,01	-0,07	-6,87	30,99	-7,11	-6,22	44,37	-1,42	-7,99	-1,83	-8,81	-2,94	23,44	14,15	-9,44	-23,34	1,54	21,81
	АэроГео -	-0,65	0,05	0,23	-0,03	-7,15	30,93	-7,30	30,01	11,36	-4,77	-8,10	-1,92	-8,33	-2,83	14,99	-7,00	-8,34	-31,88	-7,53	39,41
	Ангара -	-1,31	0,12	0,56	0,03	-7,87	32,40	-8,45	11,76	32,74	-4,48	-7,96	-2,30	-8,58	-3,43	-9,46	19,21	-9,76	-35,69	-3,88	39,56
		Ожидаемые условия эксплуатации																			
		1,9	0,142	0,5	0,08	10	59,85	10	20	25	4,85	10	3	9,5	5	75	15	10	45	30	25
		Висение СВЗ -	Разворот на висении СВЗ -	Висение БВЗ -	Разворот на висении БВЗ -	Разгон, набор высоты -	Горизонтальный полёт -	100...120 км/час -	120...180 км/час -	180...230 км/час -	Свыше 230 км/час -	Моторное планир. -	Торможение -	Мал. скор. 20...60 км/час -	Виращи -	Высоты 0...1 км -	Высоты 1...2 км -	Высоты 2...3 км -	Менее 30 мин -	От 30 мин до 60 мин -	Более 60 мин -
		Режим полёта																			

Рис. 2. Карта отклонений от ОУЭ (топ-10 эксплуатантов по налёту)

В табл. 2 представлено отображение отклонений от ОУЭ по ФО по скоростным и высотным режимам и по продолжительности полётов. Модуль значений в табл. 2 и на рис. 2 показывает отличие от ОУЭ [5], выраженное в процентах.

В таком виде данные позволяют визуально идентифицировать системные отклонения; например, у ряда эксплуатантов выявлено существенное превышение длительности режимов полёта на скоростях в диапазоне 180...230 км/ч по сравнению с указанной в [5].

Для визуализации и количественной оценки распределения значений РУЭ Ми-8 у различных эксплуатантов воспользуемся диаграммами размаха [10, 11] с целью оценки центральной тенденции и разброса данных. Диаграмма размаха позволяет одновременно отобразить устойчивую меру центра распределения (медиану Q_2), межквартильный размах IQR – интервал

между первым Q_1 и третьим Q_3 квантилями, отражающими основную вариативность данных. Существует также возможность определить и в дальнейшем отсеять выбросы, как значения, выходящие за границы $Q_1 - 1,5IQR$ и $Q_3 + 1,5IQR$.

Табл. 2. Отклонения от ОУЭ по ФО по скоростным и высотным режимам

ФО	ГП, в том числе на скоростях, км/ч			Высоты, км		Продолжительность, мин.	
	Всего	120...180	180...230	0...1	1...2	30...60	>60
УрФО	32,83	-8,18	49,46	24,03	-14,09	-3,29	32,87
СФО	31,65	5,93	35,17	13,51	-4,86	-1,60	31,83
ДФО	32,29	3,60	37,99	7,50	1,52	-5,54	40,21
СЗФО	30,70	-3,02	41,47	22,3	-13,41	0,17	26,45
ЦФО	34,64	30,68	1,87	19,95	-10,13	-22,34	60,91
Не РФ	23,57	15,04	18,72	-25,61	29,86	-4,70	34,05
ПФО	33,89	11,97	24,46	23,30	-13,52	-12,49	49,68
ЮФО	32,95	14,94	29,96	11,18	-4,64	7,75	31,03
СКФО	25,75	-6,55	45,22	6,03	1,20	27,78	-17,82

Поскольку каждый эксплуатант может выполнять десятки или сотни полётов, важно знать не только среднее значение по режиму, но и степень стабильности этого среднего значения.

Выявленные системные отклонения от ОУЭ представлены на рис. 3–5. На каждом графике добавлена горизонтальная пунктирная линия, соответствующая нормативному значению из ОУЭ [5]. Это позволяет сразу оценить:

- лежит ли медиана выше/ниже норматива;
- покрывает ли IQR нормативное значение;
- насколько часто встречаются выбросы, превышающие ОУЭ.

На диаграммах отображаются: медиана (линия в прямоугольнике), среднее значение (чёрный ромб), линия ОУЭ (пунктир), IQR (прямоугольник). Диаграммы выявляют не только уровень отклонений, но и вариативность внутри каждого эксплуатанта.

Таким образом, метод исследования сочетает статистическую обработку, визуальный анализ и количественную оценку отклонений, что обеспечивает практическую применимость результатов для целей управления технической эксплуатацией авиационной техники.

Количественный критерий оценки отклонений

Для обобщения изменения сложных явлений, состоящих из разнородных элементов, используют средневзвешенные индексы [12, 13], которые в отличие от простых (агрегатных) индексов, где все элементы считаются равнозначными, учитывают значимость (вес) каждого компонента. Применение такого подхода позволяет увидеть реальную картину рисков и приоритетов, скрытую в данном исследовании за статистикой повторяемости режимов. Сама методика выбора весов выходит за рамки данных исследований, но достаточно подробно рассмотрена в работах [12, 13]. Здесь и далее под повторяемостью режимов будем понимать статистическую характеристику, отражающую частоту возникновения определённых эксплуатационных состояний вертолёта в процессе его функционирования.

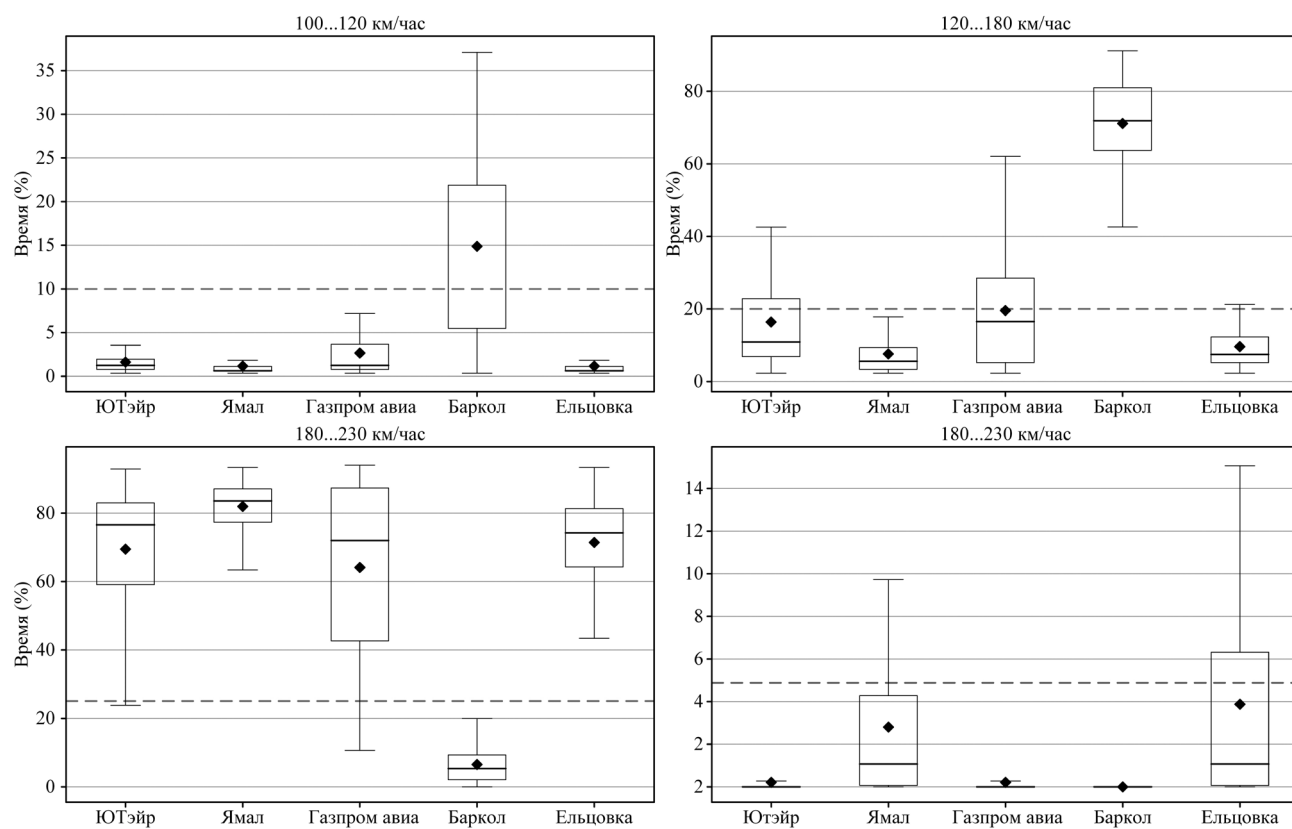


Рис. 3. Диаграммы размаха по скоростям полёта для топ-5 эксплуатантов

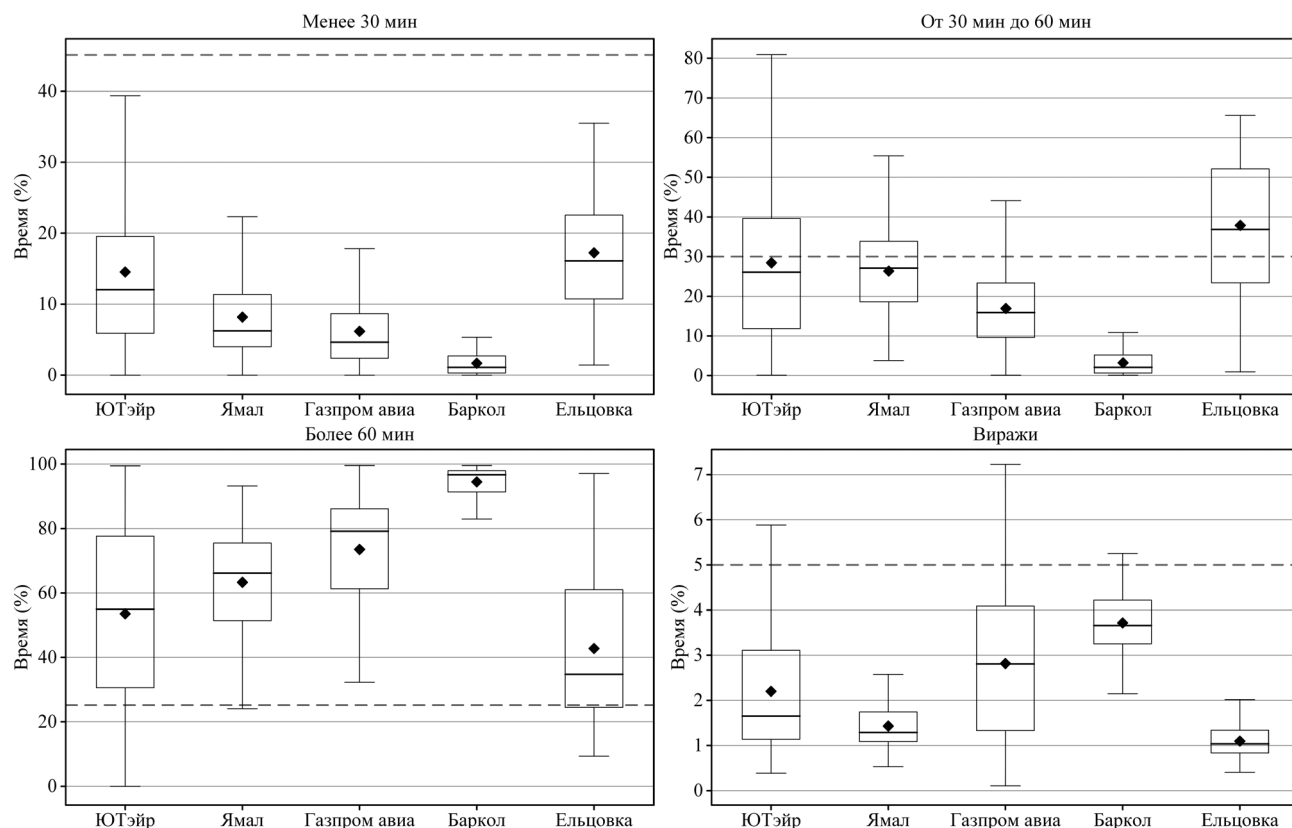


Рис. 4. Диаграммы размаха по длительности полёта и виражам для топ-5 эксплуатантов

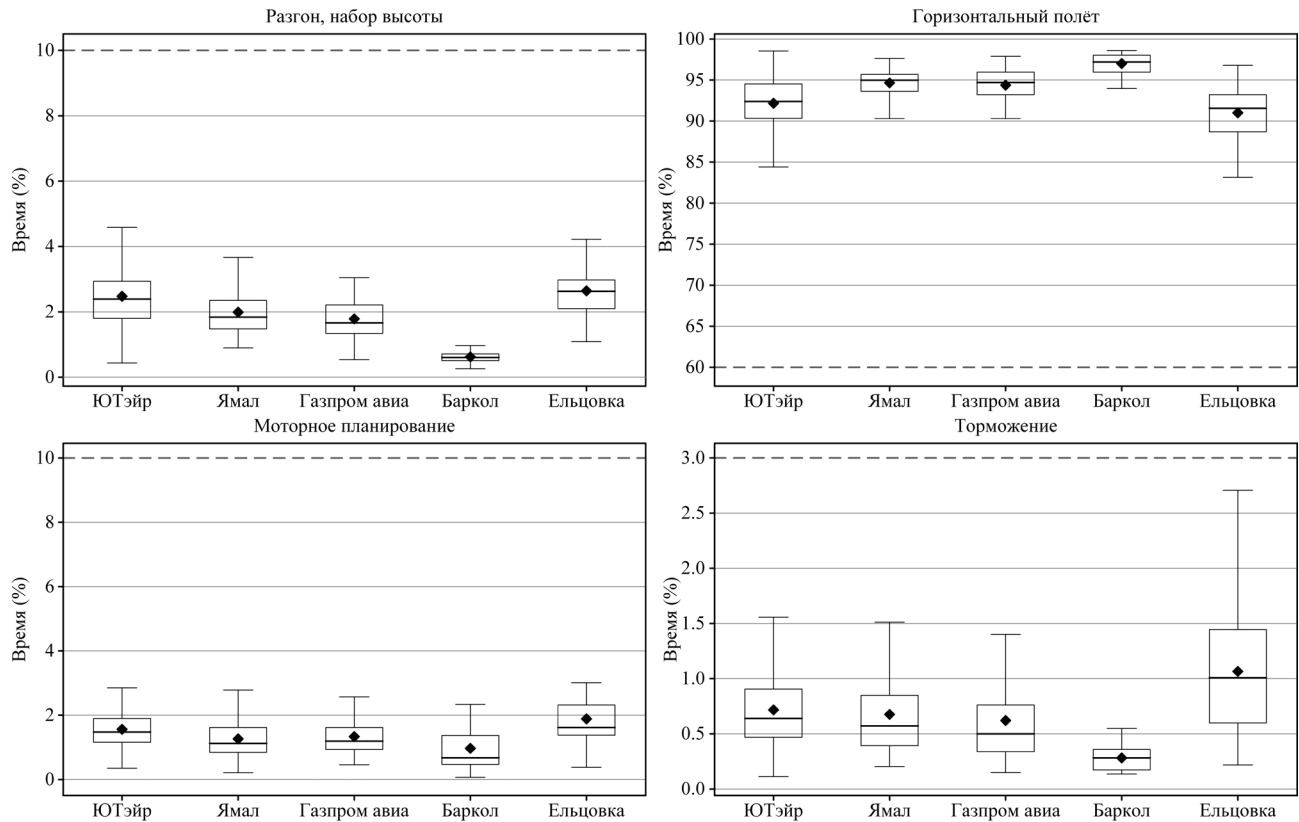


Рис. 5. Диаграммы размаха по переходным режимам и горизонтальному полёту для топ-5 эксплуатантов

Для оценки степени отклонения РУЭ от ОУЭ авторы настоящей статьи сформировали комплексный показатель I – взвешенный индекс системного отклонения от ОУЭ:

$$I = \bar{\delta}_{\text{взв}} N_{\text{нар}} (1 + f_{\text{нар}}), \quad (1)$$

где $\bar{\delta}_{\text{взв}}$ – среднее взвешенное отклонение от ОУЭ на один борт, что позволяет сравнивать эксплуатантов с разным по численности парком:

$$\bar{\delta}_{\text{взв}} = \frac{1}{n_b} \sum_{i=1}^{n_b} \sum_{j \in R} w_j \max(0, x_{ij} - x_j^{\text{ОУЭ}});$$

n_b – число вертолётов у эксплуатанта; R – множество ключевых режимов; w_j – экспертно-заданный вес режима j ; x_{ij} – среднее значение доли режима j у вертолёт i ; $x_j^{\text{ОУЭ}}$ – нормативное значение доли режима j по ОУЭ; $N_{\text{нар}}$ – число режимов, в которых частота отклонения от норматива превышает 50 % замеров (т. е. наблюдается системное отклонение; отклонение одного режима, например, только скорости, менее критично, чем одновременное превышение по времени висения, скорости, дальности и длительности); $f_{\text{нар}}$ – отношение полётов с отклонениями по j режимам к общему числу полётов, выраженное в долях единицы, позволяющее учитывать регулярность, а не случайные всплески.

Применение индекса позволит:

- объективно сравнить всех эксплуатантов по степени отклонения от ОУЭ независимо от количества эксплуатируемых ВС;
- выявить системные отклонения у эксплуатантов;
- выработать формальный критерий сравнения крупных и мелких эксплуатантов.

Условно можно применить следующую градацию индекса:

- критический уровень $I \geq 400$ – высокое превышение, множественные отклонения;
- повышенный уровень $400 > I \geq 300$ – серьёзные системные отклонения;
- высокий уровень $300 > I \geq 200$ – требует внимания;
- умеренный уровень $200 > I \geq 100$ – есть отклонения, но не системные;
- нормальный уровень $I < 100$ – близко к ОУЭ.

Первый вывод, который можно сделать – чем больше парк эксплуатанта, тем лучше организована работа по соблюдению ОУЭ, однако корреляции индекса I с количеством ВС эксплуатанта и с суммарным его налётом не наблюдается. Например, значения индекса совпадают у АК Агат, эксплуатирующей 4 вертолёт, и НССА, имеющей в своем парке 23 вертолёт ($I = 31$); у Омского ЛТК ГА с тремя вертолётами и АК КрасАвиа с 14 вертолётами ($I = 67$).

Результаты расчёта индекса (1) для всех предоставивших полётную информацию эксплуатантов представлены в виде диаграммы на рис. 6. Из всех АК только 66 % проводят системную работу по соблюдению режимов эксплуатации; около 9 % АК следует обратить внимание на имеющиеся отклонения от ОУЭ; с серьёзными и критическими отклонениями эксплуатируют вертолёты 25 % АК.

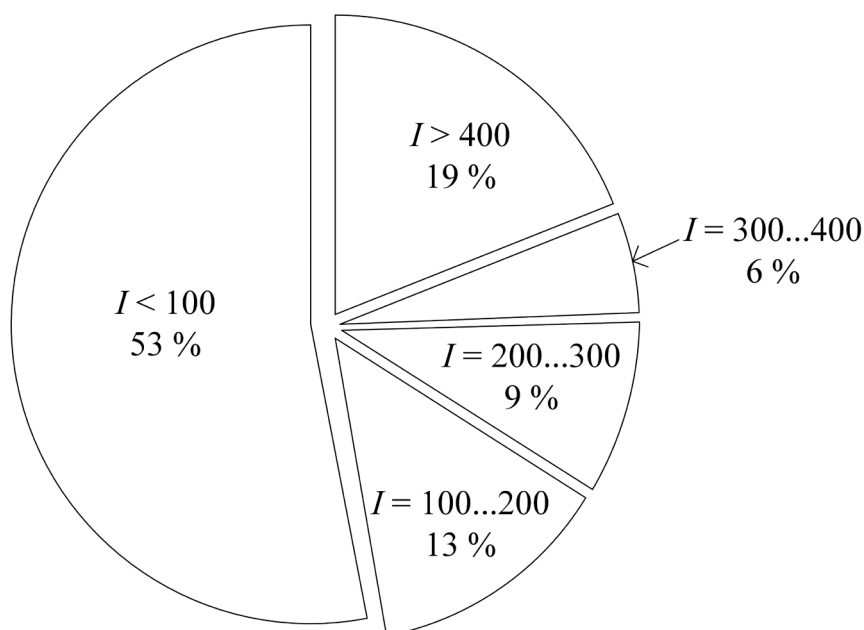


Рис. 6. Диаграмма распределения индекса от ОУЭ (%)

Результаты

Анализ данных о РУЭ и сопоставление их с нормативными значениями из ОУЭ выявили значимые отклонения РУЭ оценённого вертолётного парка в таких режимах как: полёты длительностью более 60 мин.; ГП в целом; полёты на скоростях 180...230 км/ч.

Общий анализ показал, что налёт пяти крупнейших эксплуатантов (ЮТэйр, Ямал, Газпром авиа, Ельцовка, Баркол) составляет свыше 62 % всего вертолётного налёта по рассматриваемой выборке. Остальные эксплуатанты объединены в группу «Прочие», что подчёркивает высокую централизацию эксплуатационной деятельности.

Из карты отклонений от ОУЭ (рис. 2) следует, что у Баркол и Дальнереченск Авиа значительно превышены нормы по доле полётов более 60 мин., у Ямал и НССА – по доле скоростных режимов 180...230 км/ч. В то же время у лидеров ЮТэйр и Газпром авиа отклонения носят локальный характер и не превышают 10–15 % от норматива в большинстве режимов.

Группировка данных по ФО выявила следующие особенности:

- в УрФО и СКФО значительно превышают нормативные доли полётов на скоростях 180...230 км/ч, а в ЦФО значительно превышают ОУЭ по доле полётов более 60 мин.;
- во всех ФО отмечается превышение доли режима ГП практически на 30 %.

Анализ диаграмм размаха показал следующее. У Баркол наблюдается широкий размах значений, что говорит о нестабильности профиля полётов. У ЮТэйр – узкий размах (1,8–2,1 %), медиана близка к среднему, выбросов практически нет. ОУЭ (1,9 %) лежит в пределах межквартильного размаха у всех операторов, кроме Баркол, где даже нижняя граница превышает норматив.

Можно сделать следующие выводы по РУЭ для всего исследованного парка:

- повторяемость режима «Торможение» в среднем в 4 раза ниже, чем заложено в ОУЭ;
- повторяемость режима «Горизонтальный полёт» в 1,5 раза выше, что показывает тенденцию к упрощению профиля полёта за счёт сокращения манёвренных фаз.

Эти диспропорции свидетельствуют о необходимости пересмотра нормативов ОУЭ с учётом реальной практики эксплуатации.

Заключение

Проведённое исследование подтвердило гипотезу о наличии системных и статистически значимых отклонений РУЭ вертолётов от нормативных ОУЭ. Анализ более чем 104 тыс. ч налёта показал, что как по отдельным эксплуатантам, так и по ФО наблюдаются устойчивые паттерны несоответствия, которые сложно объяснить случайностями.

Разработанная методика расчёта взвешенного индекса системного отклонения от ОУЭ (1) представляет собой научно обоснованный, воспроизводимый и интерпретируемый метрический инструмент, способный служить основой для:

- объективной оценки эксплуатантов не только по масштабу, но и по глубине, частоте и критичности отклонений, что позволит создать фундамент для целенаправленного регулирования: например, вместо единых сроков ТОиР можно применять дифференцированные программы, адаптированные под фактический профиль эксплуатанта;
- формирования рекомендаций эксплуатанту (например, «снизить долю полётов со скоростями более 230 км/ч»);
- объективности контроля со стороны регулирующих органов, исключая субъективные оценки.

Выявлены устойчивые региональные особенности эксплуатации: в ДФО и СФО преобладают длительные маршруты с высокой долей горизонтального полёта на скоростях 180...230 км/ч, тогда как в УФО и ЦФО отмечается значительное превышение доли полётов на скоростях свыше 230 км/ч и снижение доли времени на переходные режимы. Эти различия обусловлены как географическими условиями, так и спецификой задач.

Анализ повторяемости режимов показал существенное снижение доли переходных режимов (торможение, разгон, малые скорости) и повышение доли горизонтального полёта относительно ОУЭ. Это указывает на упрощение профиля полёта в реальной эксплуатации, что может приводить как к недооценке ресурса по некоторым агрегатам и фюзеляжу с одной стороны, так и к увеличению повреждаемости отдельных агрегатов (например, лопастей несущего винта при существенном увеличении высокоскоростных режимов).

Установлено, что в диапазоне скоростей 60...180 км/час относительная частота полётов вертолётов типа Ми-8Т превышает аналогичные показатели для Ми-8АМТ и Ми-8МТВ-1 на 26–60 %. Для типов Ми-8АМТ и Ми-8МТВ-1 профиль эксплуатации смещён в область более высоких скоростей (180...230 км/час), где их доля налёта превышает показатель Ми-8Т на 16–22 %. Суммарные доли горизонтального полёта для всех трёх типов сопоставимы (91,57–92,04 %), но внутренняя структура распределения скоростей в этом режиме различается.

Полученные результаты могут быть использованы как для адаптации действующих нормативов, так и для разработки интеллектуальных систем поддержания лётной годности, основанных на анализе реальных данных эксплуатации. Конечной целью является более эффективное использование заложенных ресурсов Ми-8 и их агрегатов.

Следует подчеркнуть, что исследуемые отклонения от ОУЭ в подавляющем большинстве не являются нарушениями РЛЭ. Они лишь объективно отражают изменение видов и условий работ и методов их проведения.

Внедрение методики не требует от эксплуатанта дополнительных организационных мероприятий.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Conflict of interest. The authors declare no conflict of interest.

Список источников

1. Тищенко М. Н., Некрасов А. В., Радин А. С. Вертолёты. Москва: Машиностроение, 1976. 366 с.
2. Доброхотов В. А. Испытатели вертолётов. Москва: ОАО Объединение «Мастер», 2010. 600 с.
3. Вертолёты: Труды ОКБ МВЗ имени М. Л. Миля. Выпуск 2 / под ред. А. Г. Самусенко. Москва: Машиностроение, 2012. 335 с.
4. Нормы лётной годности гражданских вертолётов СССР (НЛГВ-2). Издание второе. Москва: ЦАГИ, 1988. 412 с.
5. Повторяемость ожидаемых условий эксплуатации для вертолётов Ми-172ПТ, Ми-8МТВ, Ми-171ПТ, Ми-8АМТ. Москва: АО МВЗ им. М. Л. Миля; ГосНИИ ГА, 1995. 5 с.
6. Масленникова Г. Е., Дмитриева С. В., Тажетдинов Р. Р. Мониторинг изменения лётных характеристик при эксплуатации самолётов Боинг 737-700 // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 47. С. 43–50.
7. Потапенко Ю. А., Трофимов Г. М., Разиньков Ф. Ф. Уточнение периодичности осмотра шпангоута № 2 концевой балки вертолёта типа Ми-8 // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2016. № 15. С. 92–97.
8. Далецкий С. В., Дашков И. Д. Апостериорный прогноз уровней лётной годности воздушных судов // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2017. № 16. С. 37–45.
9. Разиньков Ф. Ф., Акопян К. Э. Проблемы перевода агрегатов и комплектующих изделий функциональных систем вертолётов Ми-8 на эксплуатацию по техническому состоянию и возможности их решения // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2014. № 5. С. 22–30.
10. Сальникова К. В. Анализ массива данных с помощью инструмента визуализации «Ящик с усами» // Universum: экономика и юриспруденция. 2021. № 6(81). С. 11–17. <https://elibrary.ru/apsoig>
11. Мараев В. С. Инструменты визуализации временных рядов в космических исследованиях // Исследования наукограда. 2017. Т. 1. № 4(22). С. 200–207.
12. Захорошко С. С. Теория и методология экономических индексов: монография. Гродно: ГГАУ, 2018. 270 с.
13. Постников В. М., Спиридонов С. Б. Методы выбора весовых коэффициентов локальных критериев // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н. Э. Баумана. 2015. № 6. С. 267–287. <https://elibrary.ru/apsoig/ubzhth>

References

1. Tishchenko M. N., Nekrasov A. V., Radin A. S. *Helicopters*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1976, 366 p. (In Russ.)
2. Dobrohotov V. A. *Helicopter testers*. Moscow, Objedinienie “Master” Publ., 2010, 600 p. (In Russ.)

3. *Helicopters. The works of Mil helicopters factory. Issue 2.* Edited by A. G. Samusenko, Moscow, Mashinostroenie Publ., 2012. 335 p. (In Russ.)
4. *Airworthiness Standards for Civilian Helicopters USSR. (NLGV-2).* Second edition, Moscow, TsAGI Publ., 1988, 412 p. (In Russ.)
5. *Repeatability of expected operating conditions for helicopters. Report.* Moscow, MVZ im. Mil; GosNII GA, 1995, 5 p. (In Russ.)
6. Maslennikova G. E., Dmitrieva S. V., Tazhetdinov R. R. Monitoring changes in the flight characteristics aircraft in operation of Boeing 737-700. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no. 47, pp. 43–50. (In Russ.)
7. Potapenko Yu. A., Trofimov G. M., Razinkov F. F. Clarification of the periodisity of inspection of bulkhead no. 2 end beams of the helicopter Mi-8. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2016, no. 15, pp. 92–97. (In Russ.)
8. Daletskiy S. V., Dashkov I. D. The aposteriori forecast levels of aircraft airworthiness. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2017, no. 16, pp. 37–45. (In Russ.)
9. Razinkov F. F., Akopyan K. E. Problems of transference units and components of functional systems of the Mi-8 Helicopters on-condition maintenance and ways of their solution. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2014, no. 5, pp. 22–30. (In Russ.)
10. Salnikova K. V. The analysis of data amount using the visualization tool “box-and-whisker”. *Universum: economics and law*, 2021, no. 6(81), pp. 11–17. (In Russ.) <https://elibrary.ru/apsoig>
11. Maraev V. S. Tools for visualization of time series in space research. *Science City research*, 2017, vol. 1, no. 4(22), pp. 200–207. (In Russ.)
12. Zahoroshko S. S. *Theory and methodology of economic indices: the monograph.* Grodno, Grodno State Agrarian University Publ., 2018, 270 p. (In Russ.)
13. Postnikov V. M., Spiridonov S. B. Methods for selecting weighting coefficients of local criteria. *Science and Education. Bauman Moscow State Technical University*, 2015, no. 6, pp. 267–287. (In Russ.) <https://elibrary.ru/apsoig/ubzhth>

Информация об авторах

Богомолов Дмитрий Валерьевич, кандидат физико-математических наук, доцент, заведующий кафедрой, Московский государственный технический университет гражданской авиации; старший научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, d.bogomolov@mstuca.ru

Осипов Дмитрий Николаевич, кандидат технических наук, начальник отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, osipovdn@gosniiga.ru

Authors information

Bogomolov Dmitriy V., Candidate of Sciences (Physics and Mathematics), Associate Professor, Head of Department, Moscow State Technical University of Civil Aviation; Senior Researcher, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, d.bogomolov@mstuca.ru

Osipov Dmitriy N., Candidate of Science (Engineering), Head of Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, osipovdn@gosniiga.ru

Статья поступила в редакцию 12.05.2026; одобрена после рецензирования 11.06.2026; принята к публикации 24.08.2026.

The article was submitted 12.05.2026; approved after reviewing 11.06.2026; accepted for publication 24.08.2026.

Научная статья
УДК 662.75

РЕЗУЛЬТАТЫ СРАВНИТЕЛЬНОГО АНАЛИЗА КАЧЕСТВА ТОПЛИВ ДЛЯ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАРОК ТС-1, ДЖЕТ А-1 (JET A-1) И №.3

А. Н. ПРИВАЛЕНКО¹, Е. А. ШАРИН², М. А. ЕРШОВ³, У. А. МАХОВА³, Е. Д. КАРПОВА³, С. И. ПОПЛЕТЕЕВ¹

¹ Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

² Институт проблем экологии и эволюции им. А. Н. Северцова Российской академии наук, Москва, Россия

³ РГУ нефти и газа (национальный исследовательский университет) имени И. М. Губкина, Москва, Россия

Аннотация. В статье рассмотрены результаты сравнительного анализа качества наиболее распространённых топлив для реактивных двигателей отечественного производства. Проанализированы стандарты ГОСТ 10227 (топливо марки ТС-1), ГОСТ Р 52050 (топлива авиационные для газотурбинных двигателей), ГОСТ 32595 (топливо авиационное для газотурбинных двигателей марки Джет А-1 (Jet A-1)), ASTM D1655 и DEF STAN 91-091 (топливо зарубежного производства марки Jet A-1), а также GB 6537 (Китай, топливо №.3) в разрезе нормативных требований к топливам, использующимся для турбореактивных (воздушно-реактивных) двигателей как разновидности газотурбинных двигателей. Показаны сходства и различия требований нормативных документов к топливам, даны комментарии по особенностям указанных различий и методов оценки показателей качества топлив. Освещены особенности процедур сертификации топлив, а также их применения в авиатехнике. Рассмотрена целесообразность работ, необходимых для включения в ГОСТ 10227 показателей противоизносных свойств, водоотделения и количественного содержания механических примесей с распределением по размерам с установлением методов испытаний и норм этих показателей. Результаты исследования будут полезны для решения задач, связанных с повышением безопасности полётов и эффективности эксплуатации воздушных судов в плане применения отечественных и зарубежных топлив.

Ключевые слова: топливо для реактивных двигателей, топливо для газотурбинных двигателей, показатели качества, присадки, нормы, эксплуатация авиационной техники

Для цитирования: Приваленко А. Н., Шарин Е. А., Ершов М. А., Махова У. А., Карпова Е. Д., Поплетеев С. И. Результаты сравнительного анализа качества топлив для реактивных двигателей марок ТС-1, Джет А-1 (Jet A-1) и №.3 // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2026. № 55. С. 89–99.

Original article

RESULTS OF A COMPARATIVE ANALYSIS OF THE QUALITY OF JET ENGINE FUELS OF THE TS-1, JET A-1 AND №.3 BRANDS

A. N. PRIVALENKO¹, E. A. SHARIN², M. A. ERSHOV³, U. A. MAHOVA³, E. D. KARPOVA³,
S. I. POPLETEEV¹

¹ The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia

² A. N. Severtsov Institute of Ecology and Evolution of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia

³ Gubkin Russian State University of Oil and Gas, Moscow, Russia

Abstract. The article discusses the results of a comparative analysis of the quality of the most common domestic jet fuels. The requirements for fuels contained in GOST 10227 (TC-1 grade fuel), GOST R 52050 (aviation fuels for gas turbine engines) and GOST 32595 (aviation fuel for Jet A-1 brand gas turbine engines), in standards ASTM D1655 and DEF STAN 91-091 (foreign-made fuel Jet A-1 brands), as well as in the GB 6537 standard (China, Fuel No.3), in the context of regulatory requirements for fuels used for turbojet (air-jet) engines as a type of gas turbine engine. The article shows the similarities and differences in the requirements of regulatory documents for fuels, and provides comments on the specific features of the identified differences and methods for assessing the quality of fuels. The article highlights the features of fuel certification procedures and their application in aviation technology. It discusses the feasibility of including anti-wear properties, water separation, and the quantitative content of mechanical impurities with size distribution in GOST 10227, as well as establishing test methods and standards for these parameters. The research results will be useful for improving flight safety and aircraft performance when using domestic and foreign fuels.

Keywords: jet fuel, aviation turbine fuel, quality indicators, additives, standards, operation of aircraft

For citation: Privalenko A. N., Sharin E. A., Ershov M. A., Mahova U. A., Karpova E. D., Popleteev S. I. Results of a comparative analysis of the quality of jet engine fuels of the TS-1, Jet A-1 and No.3 brands. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2026, no. 55, pp. 89–99. (In Russ.)

Введение

Основным отечественным государственным стандартом, регламентирующим требования к качеству самого массового топлива для реактивных двигателей воздушных судов гражданской авиации, является ГОСТ 10227-86 (далее – ГОСТ 10227)¹. За период со дня введения в действие в 1987 году до настоящего времени в данный стандарт было внесено шесть изменений. В соответствии с ГОСТ 10227 наиболее распространённое топливо для реактивных двигателей марки ТС-1 (далее – топливо ТС-1) может выпускаться высшего и первого сорта [1]. Качественные характеристики этих сортов топлива ТС-1 согласно ГОСТ 10227 приведены в табл. 1.

Табл. 1. Качественные характеристики топлива ТС-1 высшего и первого сорта

Наименование показателя	Норма для марки ТС-1		Метод испытания*
	высший сорт	первый сорт	
Плотность при 20 °С, кг/м ³ , не менее	780	775	ГОСТ 3900
Кинематическая вязкость при 20 °С, мм ² /с, не менее	1,30	1,25	ГОСТ 33
Низшая теплота сгорания, кДж/кг, не менее	43120	42900	ГОСТ 11065
Йодное число, граммов йода на 100 см ³ топлива, не более	2,5	3,5	ГОСТ 2070
Концентрация фактических смол, мг на 100 см ³ топлива, не более	3	5	ГОСТ 1567 или ГОСТ 8489
Массовая доля общей серы, %, не более	0,20	0,25	ГОСТ Р 51947 или ГОСТ Р 51859 или ГОСТ 19121

*Примечание: список нормативных документов, регламентирующих методы испытаний:

ГОСТ 3900-2022. Нефть и нефтепродукты. Методы определения плотности.

¹ ГОСТ 10227-86. Топлива для реактивных двигателей. Технические условия (Издание с изменениями № 1–6).

ГОСТ 33-2016. Нефть и нефтепродукты. Прозрачные и непрозрачные жидкости. Определение кинематической и динамической вязкости.

ГОСТ 11065-90 (СТ СЭВ 6753-89). Топливо для реактивных двигателей. Расчётный метод определения низшей удельной теплоты сгорания.

ГОСТ 1567-97 (ИСО 6246-95). Нефтепродукты. Бензины автомобильные и топлива авиационные. Метод определения смол выпариванием струёй.

ГОСТ 8489-85. Топливо моторное. Метод определения фактических смол (по Бударову).

ГОСТ Р 51947-2002. Нефть и нефтепродукты. Определение серы методом энергодисперсионной рентгенофлуоресцентной спектроскопии.

ГОСТ Р 51859-2002. Нефтепродукты. Определение серы ламповым методом.

ГОСТ 19121-73. Нефтепродукты. Метод определения содержания серы сжиганием в лампе.

Документами по эксплуатации авиатехники, а также руководящими документами организаций авиатопливообеспечения и эксплуатации воздушных судов различные условия для применения топлива высшего и первого сорта не предусмотрены.

Целью настоящей работы является анализ требований к качеству топлив для реактивных двигателей, установленных действующими нормативными документами, и обоснование целесообразности внесения в ГОСТ 10227 дополнений: а) в части требований к отдельным показателям качества топлива (противоизносные свойства, водоотделение, количественное содержание механических примесей); б) расширяющих установленные методы испытаний и норм этих показателей.

Анализ и сопоставление нормативных требований к характеристикам топлив для реактивных двигателей

ГОСТ 10227 не содержит конкретных требований по составу топлива, лишь в п. 1.1 указано, что изготовление топлив должно осуществляться по технологиям² и с применением химических составов, не представляющих угрозы для жизни и здоровья граждан и вреда для окружающей среды, а также не ухудшающих свойства топлив марок ТС-1 и РТ.

Основной маркой зарубежного топлива авиационного для газотурбинных и большинства реактивных двигателей, используемых в гражданской авиации, является Jet A-1 согласно двум нормативным документам – DEF STAN 91-091 (iss. 18) (далее – DEF STAN 91-091)³ и ASTM D1655-25a (далее – ASTM D1655)⁴. В Китайской Народной Республике (КНР) производится и применяется топливо для реактивных двигателей марки No.3 в соответствии с GB 6537-2025 (далее – GB 6537)⁵.

Требования вышеназванных нормативных документов к характеристикам топлива представлены в табл. 2–4.

В целом топливо марки ТС-1 по ГОСТ 10227 производится с использованием легкокипящих углеводородных фракций, у которых температуры начала и конца кипения ниже, чем у фракций, используемых для производства топлива зарубежных марок. Этим обусловлено основное отличие ТС-1 от зарубежных аналогов, в том числе и по другим показателям качества: значения плотности, температуры начала кристаллизации и вспышки, содержание фактических смол у ТС-1 ниже, а теплота сгорания – выше. В отличие от зарубежных стандартов ГОСТ 10227 предъявляет дополнительные требования к характеристикам топлива (табл. 3).

² ГОСТ Р 15.201-2000. Система разработки и постановки продукции на производство. Продукция производственно-технического назначения. Порядок разработки и постановки продукции на производство.

³ DEF STAN 91-091 (iss. 18). This Defence Standard Specification specifies the requirements for aviation turbine fuel (Jet A-1) intended for use in aircraft gas turbine engines.

⁴ ASTM D1655-25a. Standard Specification for Aviation Turbine Fuels. ASTM International, 2025.

⁵ GB 6537-2025. Jet fuel No. 3; introduced on 01.09.2026. General Administration of Market Regulation and State Standards Committee of China GB 6537-2025.

Табл. 2. Требования к характеристикам топлива для реактивных двигателей

Показатели качества	Требования нормативных документов к маркам топлив			
	DEF STAN 91-091 Jet A-1	ASTM D1655 Jet A-1	GB 6537 No.3	ГОСТ 10227 ТС-1 (высший сорт)
Плотность, кг/м ³	775,0–840,0 (при 15 °С)		775–830 (при 20 °С)	≥780,0 (при 20 °С)
Фракционный состав: - температура начала кипения, °С - 10 % об. отгоняется при температуре, °С - 20 % об. отгоняется при температуре, °С - 50 % об. отгоняется при температуре, °С - 90 % об. отгоняется при температуре, °С - 98 % об. отгоняется при температуре, °С - температура конца кипения, °С - остаток от разгонки, %, не более - потери от разгонки, %, не более	отчёт ≤ 205,0 – отчёт отчёт – ≤ 300,0 1,5 1,5	– ≤ 205,0 – отчёт отчёт – ≤ 300,0 1,5 1,5	отчёт ≤ 205,0 отчёт ≤ 232,0 отчёт – ≤ 300,0 1,5 1,5	≥ 150 ≤ 165,0 – ≤ 195,0 ≤ 230,0 ≤ 250,0 – 1,5 1,5
Кинематическая вязкость, мм ² /с, при температуре: 20 °С –20 °С	– ≤ 8		≥ 1,25* ≤ 8	≥ 1,3 ≤ 8
Низшая теплота сгорания, кДж/кг	≥ 42800			≥ 43120
Высота некоптящего пламени, мм при содержании нафталина не более 3 %	от 18,0 до 25,0		от 20,0 до 25,0	до 25,0
Кислотность (кислотное число), мг КОН/100 см ³ (мг КОН/г) топлива	≤ (0,015)	≤ (0,10)	≤ (0,015)	≤ 0,7
Температура вспышки в закрытом тигле, °С	≥ 38,0			≥ 28,0
Температура начала кристаллизации (замерзания), °С	≤ (– 47,0))			≤ – 60,0**
Объёмная доля ароматических углеводородов, %	≤ 25 (≤ 26,5 по методу IP 436/ASTM D6379)		≤ 20 (≤ 25 для гражданской авиации)	≤ 20,0 (22,0 % масс.)
Массовая доля общей серы, %	≤ 0,3		≤ 0,2	≤ 0,2
Концентрация фактических смол, мг/100 см ³	≤ 7			≤ 3
Массовая доля меркаптановой серы, %	≤ 0,003		≤ 0,002	≤ 0,003
Термоокислительная стабильность при контрольной температуре не ниже 260 °С: - перепад давления на фильтре, мм рт.ст. - цвет отложений на трубке (при отсутствии нехарактерных отложений), баллы по цветовой шкале - толщина отложений, мкм	≤ 25 ≤ 3 ≤ 85		≤ 3,3 (кПа) ≤ 3 –	≤ 25 ≤ 3 –
Удельная электрическая проводимость, пСм/м: - без антистатической присадки при температуре 20 °С - с антистатической присадкой (при температуре заправки летательного аппарата)	– 50–600		≥ 150 50–600	≤ 10 50–600
Содержание механических примесей и воды, мг/л	≤ 1,0	–	≤ 1,0	отсутствие (визуально)

*Показатель относится к периодическому контролю (определяется при постановке на производство и в дальнейшем не реже одного раза в год).

**Для отдельных регионов в РФ допускается применение топлива с температурой начала кристаллизации ≤ 50 °С.

Табл. 3. Требования к характеристикам, которые есть в ГОСТ 10227, но отсутствуют в ASTM D1655, DEF STAN 091-91, GB 6537

Показатели качества	ГОСТ 10227, ТС-1 (высший сорт)
Йодное число, граммов йода на 100 г топлива	$\leq 2,5$
Зольность, %	$\leq 0,003$
Содержание водорастворимых кислот и щелочей	отсутствие
Содержание мыл нефтяных кислот	отсутствие
Взаимодействие с водой, баллы: - состояние поверхности раздела - состояние разделённых фаз	≤ 1 ≤ 1
Термоокислительная стабильность в статических условиях при температуре 150 °С: - массовая концентрация осадка, мг/100 см ³ топлива	≤ 18

Табл. 4. Требования к характеристикам, которые есть в ASTM D1655, DEF STAN 091-91, GB 6537, но отсутствуют в ГОСТ 10227

Показатели качества	DEF STAN 91-09, Jet A-1	ASTM D1655, Jet A-1	GB 6537, No.3
Характеристики водоотделения на микросепарометре: - без антистатической присадки - с антистатической присадкой	>85 >70		
Диаметр пятна износа, мм	$< 0,85$ (определяется не для всех топлив)	—	$< 0,85$ ($< 0,65$ для военных)
Цвет по Сейболту	отчёт	—	отчёт ($\geq + 25$ для военных)
Распределение частиц по размерам, данный показатель взаимозаменяем с определением механических примесей ≥ 4 мкм ≥ 6 мкм ≥ 14 мкм ≥ 21 мкм ≥ 25 мкм ≥ 30 мкм	≤ 19 ≤ 17 ≤ 14 отчёт отчёт ≤ 13	—	≤ 19 ≤ 17 ≤ 14 отчёт отчёт ≤ 13

Термоокислительная стабильность по методу JFTOT⁶ (Jet Fuel Thermal Oxidation Tester – тестер термического окисления реактивного топлива) определяется одинаково для всех марок топлива, единственное отличие состоит в оценке результатов: для топлив Jet A-1 и No.3 цвет отложений допускается строго < 3 , для топлива ТС-1 – ≤ 3 , при этом для топлива Jet A-1 также допустимо вместо проведения цветового анализа определение толщины отложений с помощью дополнительных методов. Для российского топлива ТС-1 кроме метода JFTOT предусмотрено определение термоокислительной стабильности в статических условиях при 150 °С.

Содержание продуктов гидроочистки и гидрокрекинга в топливе не нормируется ни одним из документов. Нормирование компонентного состава для топлива Jet A-1 установлено для синтетических углеводородов, но не для компонентов, полученных традиционными процессами производства. Для гидрооблагороженных топлив существуют особые требования к определению их смазывающей способности по диаметру пятна износа. В DEF STAN 91-091 определение диаметра пятна износа

⁶ ГОСТ 26950, ASTM D 3241, IP 323, ISO 6249 Анализатор термической стабильности ALCOR JFTOT-II.

производят только для топлив, содержащих менее 5 % прямогонных фракций, если при этом по меньшей мере 20 % гидрооблагороженных фракций получены с использованием жёсткого режима. В ASTM D1655 указано, что топливо, полученное жёсткой гидрообработкой, может потребовать введения специальных смазывающих присадок, так как современные топливные системы пригодны для топлива, характеризующегося диаметром пятна износа $< 0,85$ мм, однако в качестве нормы данное число не вводится. В требованиях к китайскому топливу указана более жёсткая норма для военной техники – $< 0,65$ мм; для гражданской авиации показатель нормируется аналогично DEF STAN 91-091 на уровне $< 0,85$ мм для всего топлива независимо от содержания гидрообработанных компонентов. В ГОСТ 10227 данный показатель отсутствует [2].

В зарубежных нормативных документах также регламентируются характеристики водоотделения с помощью микросепарометра, количественное содержание механических примесей и их распределение по размерам (табл. 4).

О необходимости включения в ГОСТ 10227 данных показателей неоднократно высказывались специалисты профильных научно-исследовательских институтов и других организаций [3–5]. Однако на пути внедрения этих показателей остаются два основных препятствия: первое – отсутствие у отечественных нефтеперерабатывающих заводов (НПЗ) необходимого для этого измерительного оборудования (используемое оборудование зарубежное, российские аналоги отсутствуют), второе – отсутствие единого мнения по поводу нормативных требований к показателям у экспертов в области авиатоплива [6–8].

Основными отличиями требований GB 6537 на реактивное топливо No.3 являются: нормирование содержания олефинов (≤ 5 % об.), более строгое требование к содержанию меркаптано-вой серы ($\leq 0,002$ % масс.), обязательное определение температуры выкипания 20 % топлива. При этом китайским стандартом установлено требование к электропроводности топлива на выходе с НПЗ – не менее 150 пСм/м, тогда как для топлива ТС-1 норма – ≤ 10 пСм/м, а для топлива Jet A-1 норма (50–600 пСм/м) применяется в месте использования топлива (табл. 2).

Ещё одной особенностью зарубежных нормативных документов является то, что в них прописаны все допущенные к применению в составе топлив присадки с указанием производителей и применяемых дозировок. Перечень присадок, допущенных к применению в составе авиатоплива, приведён в табл. 5.

Табл. 5. Перечень присадок, допущенных к применению в составе авиатоплива

Наименование присадок	Содержание, регламентируемое нормативными документами		
	DEF STAN 91-091	ASTM D 1655	GB 6537
Антиокислитель			
2,6-дитретбутилфенол	≤ 24 мг/л	≤ 24 мг/л	–
2,6-дитретбутил-4-метилфенол (T501 – название в Китае)	≤ 24 мг/л	≤ 24 мг/л	17–24 мг/л
2,4-диметил-6-третбутилфенол	≤ 24 мг/л	≤ 24 мг/л	–
Деактиватор металлов			
N,N'-дисалицилиден-1,2-пропан-диамин (T1201 – название в Китае)	≤ 2,0*– ≤ 5,7** мг/л		
Противоводокристаллизационная жидкость			
Монометилловый эфир диэтиленгликоля (T1302 – название в Китае)	0,1– 0,15 % об.	0,07– 0,15 % об.	0,1– 0,15 % об.
Антистатическая присадка			
T1502	–	–	≤ 3*–≤ 5** мг/л
Avguard SDA	≤ 3*– ≤ 5** мг/л		–
Stadis 450	≤ 3*–≤ 5** мг/л		

Окончание табл. 5

Наименование присадок	Содержание, регламентируемое нормативными документами		
	DEF STAN 91-091	ASTM D 1655	GB 6537
Присадка для обнаружения утечки			
Tracer A (LDTA-A)	≤ 1 мг/кг	≤ 1 мг/кг	—
Противоизносная присадка			
T1602 (на основе нафтенных кислот)	—	—	≤ 20 мг/л
T1603 (на основе димерных кислот)	—	—	≤ 23 мг/л
Биоцидная присадка			
Biobor JF	—	по согласованию	—
Смазывающая присадка/ингибитор коррозии			
Innospec DCI-4A	9–23 мг/л	≤ 23 мг/л	—
Innospec DCI-6A	9–15 мг/л	—	—
Nalco 5403	12–23 мг/л	≤ 23 мг/л	—
Unicor J	9–23 мг/л	—	—
Nalco 5405	9–23 мг/л	—	—
Spec Aid 8Q22	9–23 мг/л	—	—
Поглотитель воды			
Kerojet Aquarius PRD 30568468	—	≤ 250 млн ⁻¹ (об.)	—

*при первоначальном легировании;

**при повторном легировании.

Существует отдельный стандарт ASTM D4054⁷, описывающий процедуру допуска новых присадок, все необходимые испытания, порядок их проведения. Несмотря на то, что процедура занимает много времени и требует значительных вложений, порядок функционирует, и новые присадки по итогам их допуска находят отражение в DEF STAN 91-091 и ASTM D1655.

В России на данный момент не существует перечня допущенных к применению в составе авиатоплив присадок. Порядок использования присадок и их ввода в топливо регламентируется технологиями производства топлива на НПЗ, а также руководящими документами предприятий авиатопливообеспечения и основан на практике профильных институтов, вовлечённых в процедуры постановки авиатоплив на производство и оценки их соответствия установленным требованиям.

В 2004 году был введен в действие ГОСТ Р 52050 «Топливо авиационное для газотурбинных двигателей Джет А-1 (Jet A-1). Технические условия». Стандарт был разработан на основе ASTM D1655 и DEF STAN 91-091 с дополнительными требованиями, учитывающими потребности экономики страны. Газотурбинные двигатели включают турбореактивные двигатели (разновидность воздушно-реактивного двигателя), широко применяются в гражданской авиации, для заправки используют топливо Джет А-1 (Jet A-1). Впоследствии ГОСТ Р 52050 неоднократно пересматривался, и на сегодняшний день действует в редакции 2020 года⁸, которая разработана с учётом основных положений стандартов ASTM D1655-19 и DEF STAN 91-91/10.

В 2015 году был введён межгосударственный стандарт ГОСТ 32595 «Топливо авиационное для газотурбинных двигателей Джет А-1 (Jet A-1). Технические условия»⁹, который действует

⁷ ASTM D4054. Standard Practice for Evaluation of Aviation Turbine Fuels and Additives. ASTM International, 2023.

⁸ ГОСТ Р 52050-2020. Топливо авиационное для газотурбинных двигателей Джет А-1 (Jet A-1). Технические условия.

⁹ ГОСТ 32595-2013. Топливо авиационное для газотурбинных двигателей Джет А-1 (Jet A-1). Технические условия.

на сегодняшний день. Стандарт разработан на основе ГОСТ Р 52050, ASTM D1655-12 и DEF STAN 91-91/7.

Большинство требований к топливу по межгосударственному ГОСТ 32595 и российскому ГОСТ Р 52050 совпадают с требованиями актуальных версий ASTM D1655 и DEF STAN 91-91/18, однако имеются и различия. Так, в российских документах установлены более жёсткие по сравнению с ASTM D и DEF STAN требования к топливу по следующим показателям качества: содержание общей серы ($\leq 0,25$ % масс. против $\leq 0,3$ % масс.), высота некоптящего пламени при объёмной доле нафталиновых углеводородов не более 3 % об. (≥ 19 мм против ≥ 18 мм). ГОСТ 32595 и ГОСТ Р 52050 нормируют удельную электрическую проводимость для топлива без антистатической присадки (≤ 10 пСм/м), в то время как в ASTM D и DEF STAN этот показатель отсутствует. В части требований к вовлекаемым присадкам ГОСТ 32595 и ГОСТ Р 52050 не гармонизированы с актуальными зарубежными версиями. ГОСТ 32595 указывает на возможность использования в топливе только антиокислительных, антистатической (Stadis 450) и противоизносной (Хайтек 580) присадок. В ГОСТ Р 52050 указаны также деактиватор металлов, противоводокристаллизационная жидкость, присадки для обнаружения утечки, биоцидная присадка. Расширена линейка допустимых антистатических (AvGuard SDA) и противоизносных присадок. Однако многие из допустимых по ГОСТ Р 52050 противоизносных присадок вовлекать в топливо согласно ASTM D1655 и DEF STAN 91-091 уже нельзя (например, Hitec 580, Octel DCI-4A, Octel DCI-6A, Tolad 4410, Tolad 351). Кроме этого, в ГОСТ 32595 и ГОСТ Р 52050 не предусмотрено вовлечение в состав топлива синтетических компонентов.

На сегодняшний день топлива Джет А-1 по ГОСТ 32595 и ГОСТ Р 52050 в нашей стране не применяются, а производятся отечественными НПЗ для поставок на экспорт.

Отдельно стоит отметить различия в методиках проведения испытаний в разрезе показателей качества топлива.

Так, для топлива ТС-1 процедура определения показателя «Температура начала кристаллизации» описана в ГОСТ 5066¹⁰ и заключается в фиксировании температуры, при которой в процессе охлаждения топлива появляются первые кристаллы углеводородов. Для зарубежных топлив Jet A-1 и No.3 определяется показатель «Температура замерзания» – температура, при которой образовавшиеся при охлаждении твёрдые кристаллы углеводородов исчезают при повышении температуры топлива. Как правило, разница между значениями данных показателей у одного и того же топлива составляет 3–4 °С.

Показатель «Температура вспышки в закрытом тигле» для российского топлива ТС-1 определяется ГОСТ 6356¹¹ с использованием аппарата Пенски-Мартенса, а для зарубежных марок топлива Jet A-1 и No.3 этот показатель определяется с использованием закрытого тигля Тага или Абея. Указанные процедуры определения температуры вспышки в закрытом тигле различаются скоростью нагрева испытуемого топлива, а также условиями его перемешивания в процессе испытания. Различия методик приводят к разным значениям, полученным в результате испытаний.

Это лишь наиболее существенные различия в методиках определений показателей качества топлива.

Заключение

По итогам проведённого анализа отечественных и основных зарубежных нормативных документов на топливо для реактивных двигателей можно сделать следующие выводы:

- зарубежными нормативными документами установлен состав авиационного топлива, в том числе указаны допущенные к применению в составе топлива присадки, их функциональное

¹⁰ ГОСТ 5066-2018. Топлива моторные. Методы определения температуры помутнения, начала кристаллизации и замерзания.

¹¹ ГОСТ 6356-2025. Нефтепродукты. Метод определения температуры вспышки в закрытом тигле.

назначение, химический состав, наименования и концентрации введения, однако действующими в России Государственными стандартами подобные требования к составу авиационного топлива не предусмотрены;

- целесообразно проведение работ по обоснованию необходимости включения в ГОСТ 10227 показателей противоизносных свойств, водоотделения и количественного содержания механических примесей с распределением по размерам (табл. 4) с установлением методов испытаний и норм таких показателей [9];

- кроме различий в нормах по показателям качества марок топлива ТС-1, Jet A-1, No.3 имеются отличия и в методиках проведения испытаний по отдельным показателям качества, что препятствует объективной сравнительной оценке этих марок топлива.

Несмотря на приведённые выше отличия, топливо ТС-1 по ГОСТ 10227 российского производства включено в эксплуатационную документацию большинства воздушных судов зарубежного производства и применяется для заправки без ограничений.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Conflict of interest. The authors declare no conflict of interest.

Список источников

1. Гришин Н. Н., Середа В. В. Энциклопедия химмотологии. Москва: Перо, 2016. 959 с.
2. Приваленко А. Н., Азжеурова О. Б., Морозова Н. В., Ершов М. А., Лобашова М. М., Шарин Е. А. Кислотность топлив для реактивных двигателей. Исследования по оценке её связи со смазывающей способностью // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 49. С. 19–25.
3. Дорогочинская В. А., Данилов А. М., Тонконогов Б. П. Присадки к топливам и смазочным материалам: учеб. пособие. Москва: Изд-во РГУ нефти и газа им. И. М. Губкина, 2017. 290 с.
4. Горюнова А. К. Разработка противоизносной присадки к топливам для реактивных двигателей на основе жирных кислот растительного происхождения: дис. канд. техн. наук. Москва, Российский государственный университет нефти и газа (национальный исследовательский университет) имени И. М. Губкина, 2021. 151 с.
5. Данилов А. М. Применение присадок в топливах. 3-е изд., доп. Санкт-Петербург: Химиздат, 2010. 366 с.
6. Репин Д. В., Алексин Д. А., Соловьев А. В. Предложения по применению в топливах функциональных противоизносных, цетаноповышающих антиокислительных присадок // Globus: технические науки. 2020. № 2(33). С.24–32.
7. Савеленко В. Д., Ершов М. А., Махова У. А., Махмудова А. Э., Подлеснова Е. В., Низовцев А. В., Тимофеева Т. В., Овчинников К. А., Никулин М. В., Решетов М. С. Анализ рынка топливных присадок в России и перспективы импортозамещения // Химические технологии и продукты. 2023. № 2. С. 12–19.
8. Приваленко А. Н., Мариничев В. И., Ершов М. А., Шарин Е. А., Махова У. А., Буров Н. О., Ильин А. В. Устойчивое авиационное топливо (SAF). Мировая практика и перспективы внедрения в Российской Федерации // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2025. № 51. С.11–21.
9. Приваленко А. Н., Ершов М. А., Шарин Е. А., Лобашова М. М., Коваленко В. П. Проблемные вопросы и направления актуализации ГОСТ 10227-86 на топлива для реактивных двигателей // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2025. № 49. С. 26–33.

References

1. Grishin N. N., Sereda V. V. Encyclopedia of Chemmotology. Moscow, Pero Publ., 2016, 959 p. (In Russ.)

2. Privalenko A. N., Azzheurova O. B., Morozova N. V., Ershov M. A., Lobashova M. M., Sharin E. A. The acidity of jet engine fuels. Studies to assess its relationship with lubricity. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no. 49, pp. 19–25. (In Russ.)
3. Dorogochinskaya V. A., Danilov A. M., Tonkonogov B. P. Additives for fuels and lubricants. Moscow, Gubkin Russian State University of Oil and Gas Publ., 2017, 290 p. (In Russ.)
4. Goryunova A. K. Development of an antiwear additive for jet fuels based on vegetable fatty acids. Candidate's dissertation Technical Sciences, Moscow, Gubkin Russian State University of Oil and Gas (National Research University), 2021, 151 p. (In Russ.)
5. Danilov A. M. The use of additives in fuels. St. Petersburg, Khimizdat Publ., 2010, 368 p. (In Russ.)
6. Repin D. V., Aleksin D. A., Solovyev A. V. Proposals for the use of functional antiwear, cetane-increasing antioxidant additives in fuels. *Globus: Technical Sciences*, 2020, no. 2(33), pp. 24–32. (In Russ.)
7. Savelenko V. D., Ershov M. A., Mahova U. A., Makhmudova A. Eh., Podlesnova E. V., Nizovtsev A. V., Timofeeva T. V., Ovchinnikov K. A., Nikulin M. V., Reshetov M. S. Analysis of the fuel additives market in Russia and the prospects for import substitution. *Chemical technologies and products*, 2023, no. 2, pp. 12–19. (In Russ.)
8. Privalenko A. N., Marinichev V. I., Ershov M. A., Sharin E. A., Mahova U. A., Burov N. O., Ilin A. V. Sustainable aviation fuel (SAF). Global practice and prospects of implementation in the Russian Federation. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2025, no. 51, pp. 11–21. (In Russ.)
9. Privalenko A. N., Ershov M. A., Sharin E. A., Lobashova M. M., Kovalenko V. P. Problematic Issues and directions of updating GOST 10227-86 for jet fuels. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2025, no. 49, pp. 26–33. (In Russ.)

Информация об авторах

Приваленко Алексей Николаевич, кандидат технических наук, доцент, директор Научного центра аэропортовой деятельности и авиатопливообеспечения, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, privalenko_AN@gosniiga.ru

Шарин Евгений Алексеевич, кандидат технических наук, доцент, старший научный сотрудник, Институт проблем экологии и эволюции им. А. Н. Северцова Российской академии наук, Москва, Россия, Shea06@yandex.ru

Ершов Михаил Александрович, доктор технических наук, профессор, заместитель заведующего кафедрой, Российский государственный университет нефти и газа (национальный исследовательский университет) имени И. М. Губкина, Москва, Россия, m_ershov@ntwc.ru

Махова Ульяна Александровна, аспирант кафедры, Российский государственный университет нефти и газа (национальный исследовательский университет) имени И. М. Губкина, Москва, Россия, u_mahova@ntwc.ru

Карпова Ева Денисовна, магистрант кафедры, Российский государственный университет нефти и газа (национальный исследовательский университет) имени И. М. Губкина, Москва, Россия, e_karпова@ntwc.ru

Поплетеев Станислав Иванович, начальник отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, Popleteevsi@gosniiga.ru

Authors information

Privalenko Alexey N., Candidate of Sciences (Engineering), Associate Professor, Director of the Scientific Center for Airport Activities and Aviation Fuel Supply, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, privalenko_AN@gosniiga.ru

Sharin Evgeniy A., Candidate of Sciences (Engineering), Associate Professor, Senior Researcher, A. N. Severtsov Institute of Ecology and Evolution of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia, Shea06@yandex.ru

Ershov Mikhail A., Doctor of Sciences (Engineering), Professor, Deputy Head of the Department, Gubkin Russian State University of Oil and Gas, Moscow, Russia, m_ershov@ntwc.ru

Mahova Ulyana A., Graduate Student of the Department, Gubkin Russian State University of Oil and Gas, Moscow, Russia, u_mahova@ntwc.ru

Karpova Eva D., Master's Student of the Department, Gubkin Russian State University of Oil and Gas, Moscow, Russia, e_karpova@ntwc.ru

Popleteev Stanislav I., Head of Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, Popleteevsi@gosniiga.ru

Статья поступила в редакцию 04.06.2026; одобрена после рецензирования. 17.06.2026; принята к публикации 24.08.2026.

The article was submitted 04.06.2026; approved after reviewing 17.06.2026; accepted for publication 24.08.2026.

Научная статья

УДК 621.396.96:656.7.072.51

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЗАЩИЩЁННОСТИ АВИАЦИОННЫХ ПРЕДПРИЯТИЙ: АЛГОРИТМ ВЫЯВЛЕНИЯ ОПАСНЫХ ОБЪЕКТОВ МЕТОДАМИ НЕЛИНЕЙНОЙ РАДИОПОЛЯРИМЕТРИИ

И. В. АВТИН, Е. С. НЕРЕТИН

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. Совершенствование досмотрового оборудования является одним из важнейших аспектов обеспечения безопасности авиационных предприятий. В статье представлен алгоритм выявления опасных объектов, основанный на методах нелинейной радиополяриметрии. Исследование направлено на разработку комплексного подхода к обнаружению потенциально опасных объектов при досмотре багажа и грузов. Предложенный алгоритм объединяет три основных метода выявления опасных объектов: повышение видимости слабоконтрастных целей через полное поляризационное сканирование, классификацию радиолокационных целей по поляризационному образу и дистанционное определение комплексной диэлектрической проницаемости. Для практической реализации алгоритма построена блок-схема системы идентификации опасных объектов, способной обрабатывать информацию о рассеянном излучении на различных гармониках и сравнивать полученные данные с базой потенциально опасных предметов. Результаты исследования имеют важное прикладное значение для усиления антитеррористической защищённости авиапредприятий и совершенствования систем безопасности воздушного транспорта.

Ключевые слова: алгоритм выявления опасных объектов, нелинейная радиолокация, радиополяриметрия, досмотровое оборудование, уязвимость, потенциально опасные цели, защищённость объектов воздушного транспорта, эксплуатация авиационной техники

Для цитирования: Автин И. В., Неретин Е. С. Обеспечение защищённости авиационных предприятий: алгоритм выявления опасных объектов методами нелинейной радиополяриметрии // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2026. № 55. С. 100–109.

Original article

ENSURING THE SECURITY OF AVIATION ENTERPRISES: AN ALGORITHM FOR IDENTIFYING HAZARDOUS OBJECTS USING NONLINEAR RADIOPOLARIMETRY METHODS

I. V. AVTIN, E. S. NERETIN

The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia

Abstract. Improving inspection equipment is one of the key aspects of ensuring the security of aviation enterprises. The article presents an algorithm for detecting hazardous objects, based on the methods of nonlinear radio polarimetry. The study aims to develop a comprehensive approach to identifying potentially hazardous items during the inspection of baggage and cargo. The proposed algorithm integrates three main methods for detecting hazardous objects: enhancing the visibility of low contrast targets through full polarimetric scanning;

classifying radar targets by their polarimetric signature; and remotely determining the complex permittivity. For the practical implementation of the algorithm, a block diagram of a system for identifying hazardous objects has been developed. The system is capable of processing information on scattered radiation at various harmonics and comparing the obtained data with a database of potentially hazardous items. The research findings have significant practical implications for strengthening the anti terrorist protection of aviation enterprises and improving the security systems of air transport.

Keywords: algorithm for identifying hazardous objects, nonlinear radar, radio polarimetry, inspection equipment, vulnerabilities, potentially dangerous targets, security of air transport facilities, operation of aircraft

For citation: Avtin I. V., Neretin E. S. Ensuring the security of aviation enterprises: an algorithm for identifying hazardous objects using nonlinear radiopolarimetry methods. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2026, no. 55, pp. 100–109. (In Russ.)

Введение

Анализ недостатков существующих досмотровых систем проведён автором в статье [1]. В материалах [2–9] описаны методы, положенные в основу математического аппарата обнаружения и идентификации потенциально опасных объектов (ПОО). Ниже приводится систематизированный обзор ключевых подходов к решению задачи их обнаружения и идентификации.

Способ обнаружения слабоконтрастных малоподвижных радиолокационных целей базируется на применении режима полного поляризационного сканирования (ППС) [8], обеспечивающего повышение контрастности объектов с низкой эффективной площадью рассеяния (ЭПР) на фоне окружающего пространства.

Дифференцированное воздействие различных объектов (целевого объекта, подстилающей поверхности, мешающих отражений) на поляризационную структуру рассеянного излучения зондирующего сигнала поля обуславливает различия в трансформации поляризационных характеристик отражённой волны [10]. Указанные различия формализуются посредством анализа элементов поляризационной матрицы рассеяния:

- для металлических объектов характерно преимущественное сохранение исходной поляризации падающей волны, что проявляется в доминировании ко-поляризованных компонент матрицы рассеяния (S_{11} , S_{22});
- объекты органического происхождения, участки земной поверхности и жидкие среды обуславливают выраженную деполаризацию рассеянного сигнала, что находит отражение в значительном уровне кросс-поляризованных компонент (S_{12} , S_{21}).

Повышение видимости слабоконтрастных целей

При проведении поляризационного сканирования можно найти такой тип поляризации, при котором рассеянное излучение от ПОО будет иметь максимальную интенсивность относительно фона (контраст). При обработке данных поляризационного сканирования осуществляется выделение объекта с характерными отражательными признаками.

На рис. 1 представлена траектория поляризационного сканирования на сфере Пуанкаре [8], где каждая точка поверхности однозначно соответствует определённому состоянию поляризации волны: полюса – левая и правая круговые поляризации; точки на экваторе – линейная поляризация с разными направлениями (диаметрально противоположные точки – ортогональные линейные поляризации); остальные точки сферы – эллиптическая поляризация с различной эллиптичностью и ориентацией. На рис. 1 используются следующие обозначения: ГП – горизонтальная линейная поляризация, ПК – круговая поляризация с правым направлением вращения, ВП – вертикальная линейная поляризация, ЛК – круговая поляризация с левым направлением вращения.

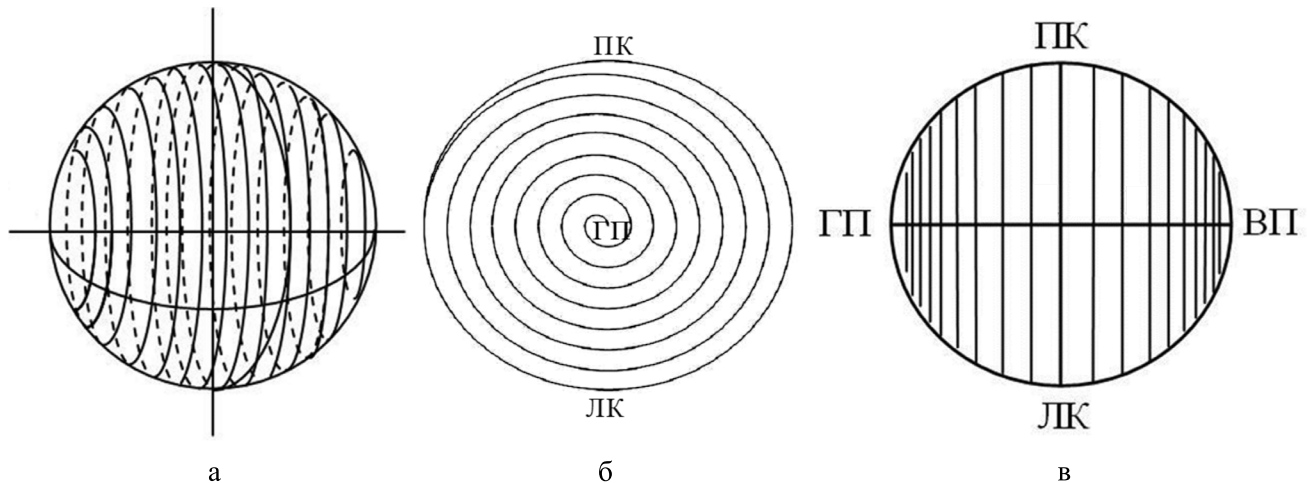


Рис. 1. Траектория кривой, соответствующей режиму ППС: на сфере Пуанкаре – а; на вертикальной проекции сферы Пуанкаре – б; на горизонтальной проекции сферы Пуанкаре – в

Результаты математического моделирования процесса поляризационного сканирования демонстрируют существенное визуальное улучшение контраста [1, 2].

Для реализации режима поляризационного сканирования может быть использована сканирующая система, использующая два ортогональных канала (канал X и канал Y) с возможностью управления разностью фаз в этих каналах для задания конфигурации эллипса поляризации зондирующего сигнала. Электромагнитный зондирующий сигнал заданной поляризации формируется при сложении сигналов из ортогональных каналов с учётом сдвига фазы в них.

Идентификация объектов по поляризационному образу заключается в анализе поляризационных характеристик отражённого излучения, зафиксированного при различных режимах поляризации [1, 2, 5]. Классификация осуществляется путём сопоставления полученного поляризационного образа с эталонными данными.

Дистанционное определение комплексной диэлектрической проницаемости $\dot{\epsilon}$ – способ идентификации ПОО, основанный на анализе диэлектрических свойств материала путём измерения амплитудно-фазового соотношения в ортогональных каналах приёмного устройства. Результаты таких измерений позволяют делать выводы о составе и природе исследуемого объекта [3, 4]:

$$\dot{\epsilon} = \left[1 + \frac{4\dot{f}}{(1-\dot{f})^2} \sin^2(\theta) \right] \operatorname{tg}^2(\theta),$$

где $\dot{f} = R_{vp}/R_{hp} = |R_{vp}/R_{hp}|e^{i\delta}$ – поляризационное соотношение в ортогональных каналах; R_{vp} и R_{hp} – интенсивности отражённого излучения на вертикальной и горизонтальной поляризациях соответственно; δ – разность фазы принятого сигнала в ортогональных каналах; θ – угол, под которым осуществляется дистанционное зондирование.

При зондировании используется бистатистический подход: передающая (зондирующая) и приёмная антенны расположены в разных точках пространства, на некотором расстоянии друг от друга (это расстояние называют базой или разнесением).

Анализ спектральных составляющих высших гармоник рассеянного излучения зондирующего сигнала используется для обнаружения и идентификации объектов, обладающих нелинейными отражательными характеристиками, которые свойственны некоторым компонентам ПОО: полупроводниковым элементам, слоям окисла на металлических деталях и некоторым классам взрывчатых веществ, обладающих кристаллической структурой, порождающей полупроводниковые свойства [1]. В основе метода идентификации таких объектов (объекты, обладающие нелинейной вольтамперной характеристикой, далее – нелинейные элементы), лежит явление,

возникающее вследствие облучения объекта высокочастотным зондирующим сигналом, при этом нелинейные элементы в его составе вызывают переизлучение высших гармоник (преимущественно 2-й и 3-й) в пространство. В результате спектр отражённого сигнала отличается от спектра зондирующего – он обогащён компонентами на кратных частотах $2f_0$, $3f_0$ и т. д., где f_0 – частота зондирующего сигнала.

Путём определения нелинейной эффективной площади рассеяния (НЭПР) [11] на 2-й и 3-й гармониках рассеянного излучения можно идентифицировать цель либо сделать вывод о природе полупроводниковых компонентов в составе ПОО: сильный сигнал на 2-й гармонике и слабый на 3-й характерен для полупроводниковых электронных компонентов, а сильный сигнал на 3-й и слабый на 2-й характерен для естественных нелинейных объектов, таких как контакты металл – окисел – металл (МОМ-диоды).

Каждый из перечисленных методов имеет ряд технологических ограничений:

- узкий набор анализируемых параметров («метрик»);
- недостаточная информативность для достоверной идентификации объектов в сложных условиях;
- зависимость точности от качества компонентной базы.

Повышение достоверности сканирования за счёт модернизации аппаратной части приводит к существенному удорожанию системы, однако не устраняет фундаментальных уязвимостей, присущих методам, не использующим комплексный подход.

Далее представлен алгоритм комплексной обработки данных, полученных на основе анализа рассеянного излучения зондирующего сигнала. Алгоритм задействует учёт поляризационных характеристик рассеянного сигнала, а также эффектов нелинейного рассеяния, и предназначен для решения задач обнаружения и идентификации ПОО.

Комплексный алгоритм сканирования на основе методов нелинейной радиополяриметрии

Для повышения эффективности обнаружения и идентификации ПОО авторами настоящей работы разработан алгоритм, интегрирующий перечисленные методы. Его ключевая особенность – комбинированная обработка данных, полученных на 1, 2 и 3-й гармониках рассеянного излучения зондирующего сигнала.

Анализ маркеров, свидетельствующих о наличии потенциально опасных объектов. Рассмотрим маркеры, позволяющие выявлять ПОО в сканируемых предметах (багаж, сумки, грузы и т. п.).

Маркер 1: анализ интенсивности рассеянного излучения и НЭПР.

В режиме полного поляризационного сканирования фиксируется интенсивность рассеянного излучения, включая данные на 2-й и 3-й гармониках. Одновременно определяется НЭПР. Полученные значения сопоставляются с базой данных ЭПР ПОО.

Маркер 2: сопоставление поляризационных образов.

На основе зависимостей интенсивности отражённого излучения, полученных при полном поляризационном сканировании, формируются поляризационные образы. Они сравниваются с эталонными образами из базы данных ПОО.

Маркер 3: вычисление комплексной диэлектрической проницаемости.

По данным амплитудно-фазового соотношения в ортогональных каналах приёмника выполняется расчёт комплексной диэлектрической проницаемости. Этот параметр позволяет оценить состав исследуемого объекта и выявить наличие веществ, характерных для ПОО.

Создание баз данных комплексной диэлектрической проницаемости веществ, используемых в ПОО, их поляризационных образов и характерных НЭПР требует целевых исследований в рамках отдельных НИОКР и выходит за рамки настоящей работы.

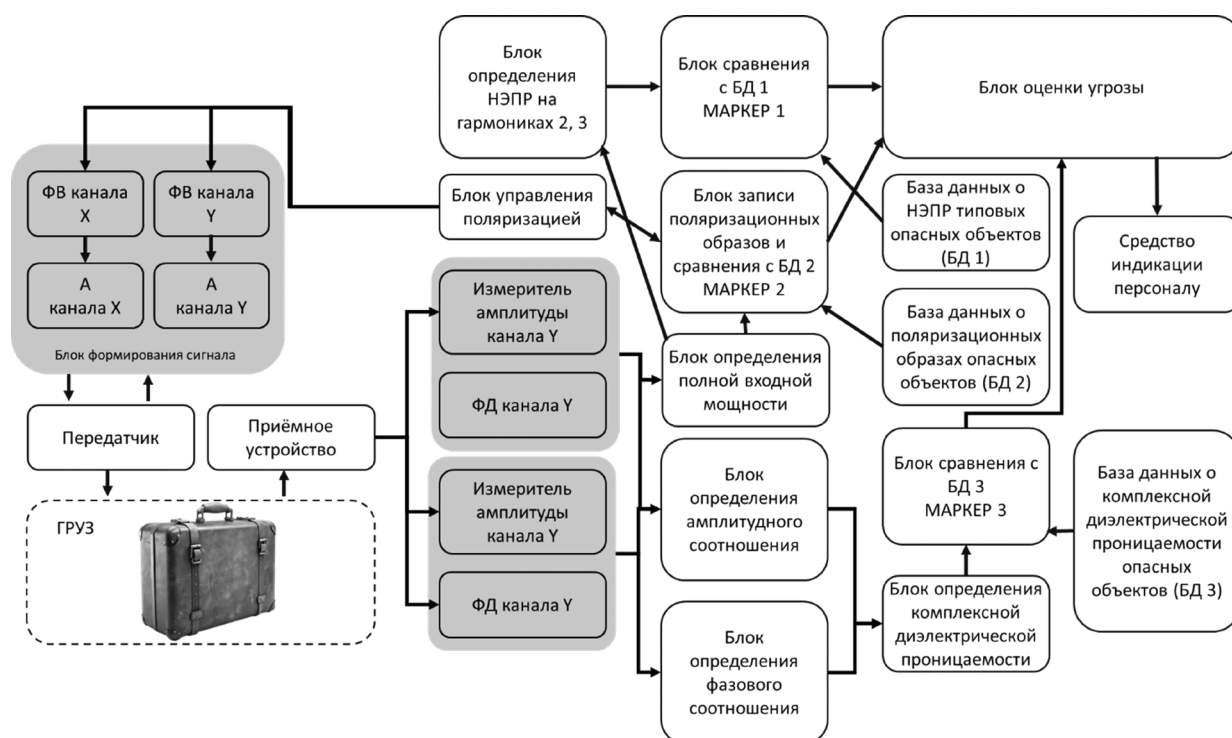


Рис. 2. Блок-схема алгоритма обнаружения и идентификации ПОО

Практическая реализация алгоритма возможна в соответствии с блок-схемой, приведённой на рис. 2. Процесс сканирования происходит следующим образом.

1) Передатчик сканирующего устройства формирует зондирующий сигнал с заданными параметрами поляризации сигнала; при этом используются фазовращатели (ФВ) для задания разности фаз ортогональных составляющих и аттенюаторы (А) для формирования необходимой амплитуды сигналов в ортогональных каналах зондирующего устройства.

2) Приёмное устройство фиксирует значение интенсивности принятого излучения на 1, 2 и 3-й гармониках. Параллельно измеряется интенсивность излучения в каналах X и Y приёмного устройства на 1, 2 и 3-й гармониках, а также разность фаз принятого сигнала с помощью фазовых детекторов (ФД) в ортогональных каналах. Данные фиксируются в памяти вычислительного устройства.

3) Осуществляется переключение вида поляризации зондирующего сигнала в соответствии с заданной траекторией поляризационного сканирования.

4) Шаги 2 и 3 повторяются до окончания цикла полного поляризационного сканирования.

5) Вычислитель на основании записанных данных формирует матрицу полученных маркеров, параллельно осуществляя селекцию слабоконтрастной цели.

6) Матрица полученных маркеров поступает на блок оценки угрозы, где осуществляется сравнение данных с банком данных (БД 1, БД 2, БД 3 на рис. 2) эталонных значений.

7) Блок оценки угрозы формирует сигнал о наличии угрозы с последующим выводом на индикаторное устройство информации о наличии потенциально опасных объектов.

Алгоритм принятия решений на основе методов нелинейной радиополяриметрии (шаги 5–7)

Опишем упрощённый алгоритм принятия решений.

ЭТАП 1: формируется двухмерная матрица измерений, содержащая исходные данные описанных метрик

$$M_{mn} = \begin{pmatrix} R_{1X\varphi_{xy1}\gamma_1} & R_{2X\varphi_{xy1}\gamma_1} & R_{3X\varphi_{xy1}\gamma_1} & R_{1Y\varphi_{xy1}\gamma_1} & R_{2Y\varphi_{xy1}\gamma_1} & R_{3Y\varphi_{xy1}\gamma_1} & \delta_{1\varphi_{xy1}\gamma_1} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ R_{1X\varphi_{xyi}\gamma_j} & R_{2X\varphi_{xyi}\gamma_j} & R_{3X\varphi_{xyi}\gamma_j} & R_{1Y\varphi_{xyi}\gamma_j} & R_{2Y\varphi_{xyi}\gamma_j} & R_{3Y\varphi_{xyi}\gamma_j} & \delta_{1\varphi_{xyi}\gamma_j} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ R_{1X\varphi_{xym}\gamma_n} & R_{2X\varphi_{xym}\gamma_n} & R_{3X\varphi_{xym}\gamma_n} & R_{1Y\varphi_{xym}\gamma_n} & R_{2Y\varphi_{xym}\gamma_n} & R_{3Y\varphi_{xym}\gamma_n} & \delta_{1\varphi_{xym}\gamma_n} \end{pmatrix}, \quad (1)$$

где R_{1X} , R_{2X} , R_{3X} , R_{1Y} , R_{2Y} , R_{3Y} – интенсивности гармоник 1, 2, 3 отражённого сигнала в каналах X и Y соответственно, полученные при измерении в состоянии поляризации, описываемом координатами на сфере Пуанкаре φ_{xy} , γ (далее координаты поляризации, на которой осуществляется измерение, назовем моментом измерения), а δ_1 – разность фаз сигнала на 1-й гармонике в момент измерения; i, j – номера шагов поляризационного сканирования, соответствующие шагам координат φ_{xy} , γ соответственно; $i=1, 2, \dots, n, j=1, 2, \dots, m$. Таким образом, при сканировании используется $m \times n$ точек сферы Пуанкаре (состояний поляризации).

ЭТАП 2: на основе матрицы (1) формируется матрица значений:

$$Q_{mn} = \begin{pmatrix} \sigma_1 & \sigma_{NL,2,1} & \sigma_{NL,3,1} & \varepsilon_1^* \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \sigma_{ij} & \sigma_{NL,2,ij} & \sigma_{NL,3,ij} & \varepsilon_{ij}^* \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \sigma_{mn} & \sigma_{NL,2,mn} & \sigma_{NL,3,mn} & \varepsilon_{mn}^* \end{pmatrix}, \quad (2)$$

где σ_{ij} – ЭПР цели на 1-й гармонике в момент измерения, $\sigma_{NL,2,ij}$, $\sigma_{NL,3,ij}$ – НЭПР цели в момент измерения, а ε_{mn}^* – значение комплексной диэлектрической проницаемости в момент измерения. Первая строка матрицы соответствует первому моменту измерения (1-й начальной точке сферы Пуанкаре, с которой начинается поляризационное сканирование).

ЭТАП 3: на основе матрицы (2) производится корреляционный анализ с целью идентификации цели.

Корреляционный анализ поляризационных образов.

Корреляционная мера сходства измеренного образа цели с образом k -го эталонного опасного объекта из базы данных (далее – эталона) вычисляется как нормированный коэффициент кросс-корреляции (косинусное сходство). Для 1-й гармоники (частоты f_0):

$$C_1^{(k)} = \frac{\sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \sigma_{ij}^{изм}(f_0) \sigma_{ij}^{(k, \text{эт})}(f_0)}{\sqrt{\sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m [\sigma_{ij}^{изм}(f_0)]^2 [\sigma_{ij}^{(k, \text{эт})}(f_0)]^2}}, \quad (3)$$

где $\sigma_{ij}^{изм}$ – значения измеренных ЭПР для каждого из $m \times n$ состояний поляризации зондирующего сигнала при поляризационном сканировании, а $\sigma_{ij}^{(k, \text{эт})}$ – аналогичные значения ЭПР для k -го эталонного опасного объекта из базы данных (БД 2 на рис. 2). Аналогично для вычисления коэффициентов кросс-корреляции 2-й ($2f_0$) и 3-й ($3f_0$) гармоник в (3) подставляются НЭПР $\sigma_{NL,2,ij}$, $\sigma_{NL,3,ij}$, соответственно.

Итоговый корреляционный показатель для маркера 1 определяется как максимальное значение коэффициента (3) по всем образам опасных объектов из базы данных:

$$\rho_1 = \max(C_1^{(k)}).$$

Значение ρ_1 , близкое к 1, указывает на сильное сходство поляризационных свойств исследуемого объекта с одним из опасных эталонов.

Корреляционный анализ ЭПР/НЭПР.

Для каждой позиции сканирования (i, j) формируется вектор ЭПР:

$$\sigma_{ij}^{\text{изм}} = [\sigma_{ij}(f_0), \sigma_{NL,2,ij}(2f_0), \sigma_{NL,3,ij}(3f_0)].$$

Аналогичные векторы $\sigma_{ij}^{(k, \text{эт})}$ сформированы для каждого k -го эталона. Корреляционная мера для k -го эталона вычисляется как комбинация линейной корреляции векторов и близости отношения гармоник – важного признака типа нелинейности:

$$C_{2ij}^{(k)} = \alpha r(\sigma_{ij}^{\text{изм}}, \sigma_{ij}^{(k, \text{эт})}) + \beta \exp\left(-\frac{|\eta_{ij}^{\text{изм}} - \eta_{ij}^{(k, \text{эт})}|}{\Delta\eta}\right), \quad (4)$$

где r – коэффициент линейной корреляции Пирсона между измеренным и эталонным векторами; $\eta_{ij}^{\text{изм}}$ – отношение НЭПР третьей и второй гармоник; $\eta_{ij}^{(k, \text{эт})}$ – отношение амплитуд третьей и второй гармоник для k -го эталона; α, β – весовые коэффициенты ($\alpha + \beta = 1$), определяющие вклад каждой составляющей; $\Delta\eta$ – параметр масштаба, определяющий чувствительность к различиям в отношении гармоник.

Итоговый корреляционный показатель для маркера 2 определяется как максимальное значение коэффициента (4) по всем образам опасных объектов из базы данных:

$$\rho_2 = \max\left(\frac{\sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m C_{2ij}^{(k)}}{mn}\right).$$

Значение ρ_2 , близкое к 1, указывает на сильное сходство поляризационного образа исследуемого объекта с одним из опасных эталонов.

Мера близости электрофизических свойств исследуемого объекта к свойствам k -го эталонного материала рассчитывается как обратное евклидово расстояние между их среднестатистическими характеристиками в пространстве диэлектрических проницаемостей:

$$C_3^{(k)} = \frac{1}{1 + \left[(\bar{\epsilon}'^{\text{изм}} - \bar{\epsilon}'^{(k, \text{эт})})^2 + (\bar{\epsilon}''^{\text{изм}} - \bar{\epsilon}''^{(k, \text{эт})})^2 \right]^{1/2}}, \quad (5)$$

где $\bar{\epsilon}'$, $\bar{\epsilon}''$ – средние значения действительной и мнимой частей для измеренной диэлектрической проницаемости (индекс «изм»), рассчитанные по всем точкам сканирования объекта, и для k -го эталона (индекс « k , эт»).

Итоговый корреляционный показатель для маркера 3 определяется как максимальное значение коэффициента (5) по всем образам опасных объектов из базы данных:

$$\rho_3 = \max(C_3^{(k)}).$$

Значение ρ_3 , близкое к 1, указывает на сильное сходство электрофизических свойств исследуемого объекта с одним из опасных эталонов.

ЭТАП 4: на заключительном этапе обработки, выполняемом блоком оценки угрозы, производится агрегация корреляционных мер ρ_1, ρ_2, ρ_3 и вынесение итогового решения.

Линейный решающий критерий.

Взвешенная сумма корреляционных мер образует обобщенный показатель угрозы T :

$$T = w_1 \rho_1 + w_2 \rho_2 + w_3 \rho_3,$$

где w_1, w_2, w_3 – весовые коэффициенты ($w_1 + w_2 + w_3 = 1$), отражающие относительную важность каждого маркера для конкретного класса угроз. Веса определяются в ходе настройки сканирующего устройства на основе обучающей выборки.

Объект классифицируется как потенциально опасный, если:

$$T > \Theta,$$

где Θ – пороговое значение, выбираемое на основе требуемого компромисса между вероятностью правильного обнаружения и вероятностью ложной тревоги.

Логический решающий критерий.

Альтернативный, более жёсткий подход предполагает независимую проверку каждого маркера: объект может быть классифицирован как опасный, если

$$(\rho_1 > \Theta_1) \text{ И } (\rho_2 > \Theta_2) \text{ И } (\rho_3 > \Theta_3) = \text{ИСТИНА.} \quad (6)$$

Здесь $\Theta_1, \Theta_2, \Theta_3$ – индивидуальные пороги для каждого маркера; «И» – символ логической конъюнкции. Если высказывание (6) неверно, считается, что угроза от объекта отсутствует. Использование данного критерия обеспечивает высокую специфичность (низкий уровень ложных тревог), но может привести к снижению чувствительности к новым, атипичным угрозам.

Заключение

Описанный комплексный алгоритм выявления опасных объектов на основе нелинейной радиополяриметрии обладает потенциальной эффективностью в решении задач авиационной безопасности при внедрении в средства технического досмотра. Интеграция трёх основных методов – повышения видимости слабоконтрастных целей, классификации по поляризационному образу и определения диэлектрических характеристик – позволяет создать многофакторную систему обнаружения потенциально опасных предметов. Особую ценность представляет возможность обработки информации на различных гармониках излучения, что значительно повышает возможность идентификации опасных объектов.

Дальнейшее развитие технологии должно быть направлено на создание и совершенствование баз данных эталонных показателей потенциально опасных объектов и оптимизацию программно-аппаратной части системы. Необходимо также разработать методику определения пороговых значений для присвоения уровня угрозы.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Conflict of interest. The authors declare no conflict of interest.

Список источников

1. Автин И. В. Применение методов нелинейной радиополяриметрии для снижения уязвимостей досмотрового оборудования авиационных предприятий // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2025. № 53. С. 79–90. <https://elibrary.ru/gipwjw>
2. Автин И. В., Трушин А. В. Об обнаружении и разрешении слабоконтрастных малоподвижных радиолокационных целей, находящихся в пределах элемента разрешения // Научный вестник МГТУ ГА. 2015. № 222(12). С. 80–84. <https://elibrary.ru/vkficx>
3. Лигхарт Л. П., Козлов А. И., Логвин А. И., Автин И. В. Поляризационные методы для определения и визуализации комплексной диэлектрической проницаемости в вопросах дистанционного зондирования // Научный вестник МГТУ ГА. 2019. Т. 22. № 4. С. 100–108. (In Eng.) <https://elibrary.ru/dapvyu>

4. Автин И. В. О дистанционном определении комплексной диэлектрической проницаемости методами радиополяриметрии // VII Всероссийские Арmandовские чтения. Современные проблемы дистанционного зондирования, радиолокации, распространения и дифракции волн. Материалы Всероссийской научной конференции. 2017. С. 384–386. <https://elibrary.ru/ylxkdt>
5. Автин И. В., Трушин А. В. К построению поляризационного образа радиолокационной цели // VII Всероссийские Арmandовские чтения. Современные проблемы дистанционного зондирования, радиолокации, распространения и дифракции волн. Материалы Всероссийской научной конференции. 2017. С. 387–391. <https://elibrary.ru/ylxkec>
6. Автин И. В., Трушин А. В. Об обнаружении и распознавании слабоконтрастных малоподвижных целей на фоне подстилающих покровов методами радиополяриметрии // Авиация: современность, перспективы развития и история. Сборник материалов I международной заочной научно-практической конференции учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации». 2016. С. 78–81.
7. Козлов А. И., Логвин А. И., Сарычев В. А. Поляризация радиоволн. Поляризационная структура радиолокационных сигналов. Москва: Радиотехника, 2005. 702 с. <https://elibrary.ru/qmnzsf>
8. Козлов А. И., Логвин А. И., Сарычев В. А. Поляризация радиоволн. Книга 2. Радиолокационная поляриметрия. Москва: Радиотехника, 2007. 647 с.
9. Козлов А. И., Логвин А. И., Сарычев В. А. Поляризация радиоволн. Книга 3. Радиополяриметрия сложных по структуре сигналов. Москва: Радиотехника, 2008. 695 с.
10. Яманов А. Д. Отражающие свойства и возможности поляризационной селекции наземных радиолокационных объектов в миллиметровом и сантиметровом диапазоне // Научный вестник МГТУ ГА. 2008. № 133. С. 156–160. <https://elibrary.ru/kvvfed>
11. Иванов М. М., Железняк В. К., Чертков В. М. Обзор методов обнаружения нелинейных элементов с помощью нелинейного радиолокатора // Вестник Полоцкого государственного университета. Серия С. 2017. № 12. С. 10–16. <https://elibrary.ru/zxvyqz>

References

1. Avtin I. V. Application of nonlinear radio polarimetry methods to reduce vulnerabilities of inspection equipment of aviation enterprises. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2025, no. 53, pp. 79–90. (In Russ.) <https://elibrary.ru/gipwjw>
2. Avtin I. V., Trushin A. V. About detection and resolution of low-contrast sedentary radar targets that are within a resolution element. *Civil Aviation High Technologies*, 2015, no. 222(12), pp. 80–84. (In Russ.) <https://elibrary.ru/vkficx>
3. Ligthart L. P., Kozlov A. I., Logvin A. I., Avtin I. V. Polarization method for determination and visualization of complex permittivity in remote sensing issues. *Civil Aviation High Technologies*, 2019, vol. 22, no. 4, pp. 100–108. <https://elibrary.ru/dapvye>
4. Avtin I. V. On remote determination of complex dielectric permeability by radio polarimetry. *VII All-Russian Armand readings. Modern problems of remote sensing, radar, propagation and diffraction of waves. Materials of the All-Russian scientific conference*, 2017, pp. 384–386. (In Russ.) <https://elibrary.ru/ylxkdt>
5. Avtin I. V., Trushin A. V. To build polarization image of radar target. *VII All-Russian Armand readings. Modern problems of remote sensing, radar, propagation and diffraction of waves. Materials of the All-Russian scientific conference*, 2017, pp. 387–391. (In Russ.) <https://elibrary.ru/ylxkec>
6. Avtin I. V., Trushin A. V. On detection and recognition of low-contrast inactive targets against the background of underlying covers by radio polarimetry methods. *Aviation: modernity, development prospects and history. Collection of materials from 1st international correspondence scientific and practical conference of the educational institution "Belarusian State Aviation Academy"*, 2016, pp. 78–81. (In Russ.)
7. Kozlov A. I., Logvin A. I., Sarychev V. A. *Polarization of radio waves. Polarization structure of radar signals*. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2005, 702 p. (In Russ.) <https://elibrary.ru/qmnzsf>

8. Kozlov A. I., Logvin A. I., Sarychev V. A. *Polarization of radio waves. Book 2. Radar polarimetry*. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2007, 647 p. (In Russ.)
9. Kozlov A. I., Logvin A. I., Sarychev V. A. *Polarization of radio waves. Book 3. Radio polarimetry of structurally complex signals*. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2008, 695 p. (In Russ.)
10. Yamanov A. D. Reflective properties and possibilities of polarization selection of ground-based radar objects in millimeter and centimeter wavelength ranges. *Civil Aviation High Technologies*, 2008, no. 133, pp. 156–160. (In Russ.) <https://elibrary.ru/kvvfed>
11. Ivanov M., Zheleznyak V., Chertkov V. Review of methods of detecting nonlinear elements by the nonlinear radar. *Vestnik of Polotsk State University. Series C*, 2017, no. 12, pp. 10–16. (In Russ.) <https://elibrary.ru/zxvyqz>

Информация об авторах

Автин Игорь Викторович, ведущий инженер по лётным испытаниям воздушных судов – эксперт, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, IV_Avtin@gosniiga.ru

Неретин Евгений Сергеевич, кандидат технических наук, доцент, главный научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, neretin_es@gosniiga.ru

Authors information

Avtin Igor V., Leading Aircraft Flight Test Engineer – Expert, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, IV_Avtin@gosniiga.ru

Neretin Evgeniy S., Candidate of Sciences (Engineering), Associate Professor, Chief Researcher, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, Neretin_ES@gosniiga.ru

Статья поступила в редакцию 13.03.2026; одобрена после рецензирования 30.07.2026; принята к публикации 24.08.2026.
The article was submitted 13.03.2026; approved after reviewing 30.07.2026; accepted for publication 24.08.2026.

Научная статья
УДК 004.89

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ОСТАТОЧНОГО РЕСУРСА АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МЕТОДОМ АНСАМБЛИРОВАНИЯ

Е. В. ШИВЧЕНКО, И. П. ЯРКОВОЙ

Южный федеральный университет, Ростов-на-Дону, Россия

Аннотация. В статье рассматривается задача прогнозирования остаточного ресурса (Remaining Useful Life, RUL) авиационных двигателей как ключевого элемента предиктивной стратегии технического обслуживания и ремонта (ТОиР). Актуальность исследования обусловлена ростом сложности авиационной техники (АТ), увеличением стоимости простоев и ужесточением требований к безопасности полётов. Объектом работы является процесс прогнозирования RUL авиадвигателей в рамках предиктивной стратегии ТОиР, а цель заключается в разработке и анализе метода прогнозирования на основе ансамблирования моделей машинного обучения. В качестве экспериментальной базы использован набор данных C-MAPSS (Commercial Modular Aero-Propulsion System Simulation) от NASA, включающий многомерные временные ряды показаний датчиков и сопутствующие параметры условий эксплуатации двигателей. Проведена предварительная обработка данных, включая отбор информативных признаков, стандартизацию, формирование целевой функции RUL и конструирование дополнительных признаков на основе скользящих статистик. Разработан алгоритм прогнозирования RUL, реализованный ансамблированием моделей с применением стекинга, включающего регрессию опорных векторов, «случайный лес» и многослойный перцептрон с гребневой регрессией в роли мета-модели. Оценка точности прогнозирования RUL выполнена по двум метрикам: корень из среднеквадратичной ошибки (Root Mean Square Error, RMSE) и функция затрат S-score. Результаты прогнозирования демонстрируют превосходство ансамблевого подхода над одиночными моделями и его конкурентоспособность по сравнению с методами глубокого обучения. Разработанный алгоритм может применяться в интеллектуальных системах мониторинга состояния авиадвигателей для оптимизации планирования мероприятий по ТОиР.

Ключевые слова: авиационный двигатель, остаточный ресурс, предиктивная стратегия, машинное обучение, глубокое обучение, стекинг, конструирование признаков, интерпретируемость, эксплуатация авиационной техники

Для цитирования: Шивченко Е. В., Ярковой И. П. Прогнозирование остаточного ресурса авиационных двигателей методом ансамблирования // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2026. № 55. С. 110–120.

Original article

FORECASTING THE REMAINING USEFUL LIFE OF AIRCRAFT ENGINES BY THE ENSEMBLE METHOD

E. V. SHIVCHENKO, I. P. YARKOVOY

Southern Federal University, Rostov-on-Don, Russia

Abstract. This article examines the problem of predicting the remaining useful life (RUL) of aircraft engines as a key element of a predictive maintenance and repair strategy. The relevance of the study is due to the growing complexity of aircraft equipment, the rising cost of downtime, and stricter flight safety requirements. The object of the study is the process of predicting the RUL of turbofan engines as part of a predictive strategy, and the goal is to develop and analyze a forecasting method based on an ensemble of machine learning models. The experimental base is the C-MAPSS (Commercial Modular Aero-Propulsion System Simulation) dataset from NASA, including multivariate time series of sensor readings and related parameters of engine operating conditions. Preliminary data processing was performed, including the selection of informative features, standardization, the formation of an RUL objective function, and feature engineering based on moving statistics. The proposed algorithm is implemented using model stacking, including support vector regression, random forest, and a multilayer perceptron with ridge regression as the meta-model. The RUL prediction accuracy was assessed using two metrics: root mean square error (RMSE) and the S-score cost function. The prediction results demonstrate the superiority of the ensemble approach over single models and its competitiveness compared to deep learning methods. The developed algorithm can be applied in intelligent aircraft engine condition monitoring systems to optimize maintenance planning.

Keywords: aircraft engines, remaining useful life, predictive strategy, machine learning, deep learning, stacking, feature engineering, interpretability, operation of aircraft

For citation: Shivchenko E. V., Yarkovoy I. P. Forecasting the remaining useful life of aircraft engines by the ensemble method. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2026, no. 55, pp. 110–120. (In Russ.)

Введение

В современном мире роль авиации выходит далеко за рамки обычного средства транспортного сообщения. Помимо перевозки пассажиров и грузов, она критически важна для геологической разведки, обработки сельскохозяйственных угодий, охраны лесов от пожаров и других специфических задач. Однако прогресс влечёт за собой и новые вызовы: АТ становится всё сложнее, стоимость её простоя растёт, а контроль со стороны регулирующих органов в сферах безопасности и экологии постоянно ужесточается. В частности, данная отрасль сталкивается со значительными проблемами в обслуживании авиадвигателей, которые необходимо поддерживать в исправном состоянии во избежание потенциальных угроз для жизни людей и высоких экономических затрат.

Одним из ключевых факторов, определяющих эффективность эксплуатации АТ, является стратегия ТОиР. Существуют различные стратегии ТОиР, включая реактивную, проактивную и предиктивную [1]. Реактивная стратегия предполагает выполнение ремонтных работ после возникновения отказа или полной выработки ресурса. Несмотря на простоту реализации, такую стратегию можно применять только в тех случаях, когда последствия отказов не критичны и отсутствуют риски для безопасности полётов. Проактивная стратегия ТОиР включает в себя две разновидности. Первая основана на планово-предупредительном обслуживании, при котором все необходимые работы проводятся по истечении определённого объёма наработки агрегатов. В основе второй лежит использование средств неразрушающего контроля для мониторинга и диагностики технического состояния агрегатов и компонентов. Благодаря этому оборудование эксплуатируется до предотказного состояния. Однако оба подхода проактивной стратегии влекут за собой увеличение объёмов регламентных и диагностических работ и требуют определённого уровня материальных затрат, при этом обслуживание нередко выполняется преждевременно или запоздало.

Наиболее перспективной на сегодняшний день является предиктивная стратегия ТОиР. Её ключевая идея заключается в прогнозировании момента возникновения отказа в технической

системе, что позволяет оптимизировать сроки обслуживания, а также минимизировать вынужденные простои и эксплуатационные расходы. Развитие данной стратегии стало возможным благодаря значительному удешевлению и повышению надёжности систем сбора данных. Современные датчики обладают высокой точностью, малыми массогабаритными характеристиками и могут устанавливаться непосредственно на рабочие элементы АТ практически без изменений их конструкции. Это позволяет организовать непрерывный мониторинг параметров в процессе эксплуатации и формировать большие массивы данных, пригодные для применения методов интеллектуального анализа данных и машинного обучения с целью прогнозирования RUL (Remaining Useful Life – остаточный срок службы или ресурс). Как правило, RUL технической системы определяется как промежуток времени от текущего момента до момента отказа. Именно этот параметр является ключевым элементом в предиктивной стратегии ТОиР.

Цель настоящей работы заключается в разработке и исследовании метода прогнозирования RUL авиационных двигателей на основе ансамблирования моделей машинного обучения. В рамках исследования решены следующие задачи: анализ существующих подходов к оценке RUL; формирование признакового пространства на основе данных датчиков; построение и обучение базовых моделей прогнозирования; разработка ансамблевой схемы их объединения, а также оценка точности разработанного решения.

Обзор результатов существующих исследований

Оценка RUL сложных технических систем, например авиационных двигателей, является основной задачей в рамках подхода PHM¹ (Prognostics and Health Management, прогнозирование и управление состоянием). В научной литературе выделяют три основных парадигмы прогнозирования RUL: основанную на моделях, основанную на данных и гибридную [2, 3]. В первой используются математические и физические модели для описания процессов износа оборудования. Однако разработка подобных моделей требует значительных затрат ресурсов и привлечения экспертов в предметной области. Вторая благодаря развитию технологий обработки больших данных и увеличению вычислительной мощности стала доминирующей в прогнозировании RUL оборудования, устраняя ограничения физических моделей: методы машинного обучения используют исторические данные, извлечённые из телеметрии датчиков, и автоматически выявляют зависимости между состоянием технической системы и временем до отказа. Гибридная парадигма сочетает физические модели и машинное обучение для использования сильных сторон каждого подхода.

Классическое машинное обучение остаётся востребованным в прогнозировании RUL благодаря своей простоте, объяснимости и относительно невысокой вычислительной сложности по сравнению с глубоким обучением. В работе [4] предложен подход прогнозирования RUL подшипников качения на основе построения индикатора «здоровья» HI (Health Index) с применением модели гауссовой смеси². Далее используется регрессия опорных векторов³ для оценки тренда износа. Авторы отмечают, что корректно выбранный HI позволяет существенно повысить точность прогноза и надёжно определять момент наступления отказа. В исследовании [5] также применяется регрессия опорных векторов для прогнозирования износа режущего инструмента, при этом основной акцент сделан на нелинейном сокращении числа признаков, извлечённых

¹ Стратегия обслуживания оборудования. Она оценивает реальное состояние деталей и является обязательной частью индустрий, в которых критична стабильная работа оборудования.

² Вероятностная модель, представляющая распределение данных в виде суммы нескольких гауссовых распределений; применяется для кластеризации и оценки плотности распределения.

³ Метод машинного обучения, использующий ядерные функции для построения регрессионной зависимости, устойчивый к выбросам и эффективный при работе с высокоразмерными данными.

из сигналов датчиков, и выявлении информативных среди них. Результаты подтверждают, что сочетание методов обработки высокоразмерных данных и регрессии опорных векторов позволяет эффективно оценивать динамику износа и прогнозировать RUL. Отдельное внимание уделяется вероятностным моделям, в частности регрессии на основе гауссовых процессов. В работе [6] рассматривается задача повышения точности прогнозирования за счёт оптимизации гиперпараметров регрессии методом роя частиц⁴, что улучшает обобщающую способность модели. Данный подход демонстрирует важность корректного выбора гиперпараметров при прогнозировании RUL. В исследовании [7] регрессия на основе гауссовых процессов используется для оценки RUL и состояния «здоровья» (State of Health, SOH) литий-ионных аккумуляторов на основе косвенных индикаторов (Indirect Health Indicators, IHIs), извлекаемых из данных о напряжении, токе и температуре. Авторы показывают, что применение информативных признаков износа в сочетании с вероятностной моделью обеспечивает высокую точность прогнозирования. В работе [8] предложена интегрированная регрессия на основе гауссовых процессов, в которой комбинируются различные ядерные функции, для более точного описания тренда износа подшипников по данным акустической эмиссии. Данный подход позволяет учитывать сложную нестационарную динамику износа и снижать ошибку прогнозирования RUL. В работе [9] авторы показали, что объединение методов понижения размерности признакового пространства, построения HI с улучшенной версией регрессии на основе гауссовых процессов обеспечивает более устойчивые и точные результаты прогнозирования RUL по сравнению с обычной регрессией опорных векторов и регрессией на основе гауссовых процессов. Также стоит отметить исследование [10], в котором для улучшения точности прогнозирования применяется ансамбль моделей градиентного бустинга⁵. Эксперименты показывают, что данный метод повышает точность и устойчивость прогнозов RUL авиадвигателей, а использование алгоритма объяснения аддитивной функции Шэпли⁶ (SHapley Additive exPlanations, SHAP) обеспечивает интерпретируемость и выявление наиболее значимых признаков. В работе [11] проведён сравнительный анализ алгоритмов машинного обучения для обнаружения предотказных состояний и прогнозирования RUL авиационных двигателей. Авторы отмечают, что логистическая регрессия и метод опорных векторов достигают высокой точности в задаче идентификации состояний, а полиномиальная регрессия⁷ обеспечивает высокую точность результатов в задаче прогнозирования RUL. В исследовании [12] представлен подход к оценке RUL двигателей с использованием методов квантификации⁸ неопределённости. Данный подход демонстрирует повышение надёжности и интерпретируемости прогнозов. Эксперименты подтверждают, что предложенная авторами [12] модель с квантификацией неопределённости, периодическими функциями активации и ансамблированием обладает высокой точностью прогнозирования.

Таким образом, из обзора существующих исследований следует, что парадигма, основанная на данных, и применение классического машинного обучения остаются перспективными в задачах прогнозирования RUL. Рассмотренные работы демонстрируют, что даже без применения глубокого обучения возможно достигать высокой точности за счёт построения информативных индикаторов износа, оптимизации гиперпараметров и ансамблирования моделей.

⁴ Эвристический метод глобальной оптимизации, основанный на имитации коллективного поведения естественных систем (стаи, роёв).

⁵ Ансамблевый метод машинного обучения, в котором базовые модели обучаются последовательно, причём каждая следующая модель корректирует ошибки предыдущей, минимизируя градиент функции потерь.

⁶ Метод объяснимого искусственного интеллекта, основанный на теории игр (значения Шэпли). Позволяет оценить вклад каждого признака в предсказание модели, обеспечивая интерпретируемость важности признаков.

⁷ Метод регрессионного анализа, в котором зависимость между независимой переменной и целевой переменной моделируется полиномом степени выше первой.

⁸ Совокупность подходов, позволяющих оценивать доверительные интервалы прогнозов, вариативность модели и влияние случайных факторов на результат.

Это подтверждает целесообразность дальнейшего развития методов ансамблирования как инструмента повышения устойчивости и точности прогнозирования RUL сложных технических систем, включая авиационные двигатели.

Материалы и методы исследования

Для проведения экспериментов был использован общедоступный набор данных C-MAPSS⁹ об износе однотипных авиационных турбовентиляторных двигателей от исследовательского центра NASA Ames Prognostic Center [13]. Согласно описанию данного набора он является результатом компьютерного моделирования работы авиадвигателей с помощью программного обеспечения C-MAPSS¹⁰ и включает четыре поднабора, в частности поднабор FD001. Набор содержит обучающую и тестовую выборки, состоящие из показаний датчиков двигателей и условий их работы. Формат выборок представляет собой многомерные временные ряды. Регистрация данных с датчиков и условий работы осуществлялась один раз за один полётный цикл каждого авиационного двигателя. В настоящем исследовании предложенный ансамблевый метод используется для анализа обучающей выборки и прогнозирования RUL двигателей в тестовой выборке. В табл. 1 представлен фрагмент обучающей выборки.

Табл. 1. Фрагмент обучающей выборки поднабора FD001

id	cycle	c_1	c_2	c_3	s_1	...	s_21
1	1	-0,0007	-0,0004	100,0	518,67	...	23,4190
1	2	-0,0019	-0,0003	100,0	518,67	...	23,4236
1	3	-0,0043	-0,0003	100,0	518,67	...	23,3442
1	4	-0,0007	0	100,0	518,67	...	23,3739
1	5	-0,0019	-0,0002	100,0	518,67	...	23,4044
...	...	...	...	...	...	...	...
100	196	-0,0004	-0,0003	100,0	518,67	...	22,9735
100	197	-0,0016	-0,0005	100,0	518,67	...	23,1594
100	198	-0,0004	0	100,0	518,67	...	22,9333
100	199	-0,0011	0,0003	100,0	518,67	...	23,0640
100	200	-0,0032	-0,0005	100,0	518,67	...	23,0522

В табл. 1 представлены:

id – идентификационный номер двигателя;

cycle – номер полётного цикла работы конкретного двигателя;

c_1 – c_3 – условия работы двигателя;

s_1 – s_21 – показания датчиков, установленных на двигателе.

Виртуальные датчики были установлены на следующие узлы компьютерной модели авиадвигателя:

- вентилятор (s_1, s_5, s_8, s_13);
- компрессоры высокого и низкого давления (s_2, s_3, s_7, s_11);
- камера сгорания (s_12, s_16);
- турбины высокого и низкого давления (s_4, s_10, s_20, s_21);
- канал наружного контура (s_6, s_15, s_17);
- роторы (s_9, s_14, s_18, s_19).

⁹ <https://data.nasa.gov/dataset/cmapss-jet-engine-simulated-data>

¹⁰ <https://software.nasa.gov/software/LEW-18315-1>

На рис. 1 в графическом виде представлены данные со всех датчиков для случайно выбранного авиадвигателя из обучающей выборки. Предполагается, что каждый двигатель начинает эксплуатацию с разным уровнем начального износа, однако эти уровни неизвестны. По истечении некоторого количества полётных циклов параметры работы двигателя начинают ухудшаться. При достижении ими заданного порогового значения двигатель считается отказавшим и не подлежит дальнейшей эксплуатации. Под данным порогом понимается момент, когда НИ достигает нуля. НИ не является прямым показанием какого-либо датчика, а вычисляется внутри компьютерной модели двигателя как минимальное значение среди контролируемых эксплуатационных запасов по помпажу и температуре выходящих газов. Эти запасы рассчитываются на основе показаний датчиков и текущих условий эксплуатации. Как только один из запасов падает ниже своего критического уровня, НИ обнуляется, что сигнализирует об отказе авиадвигателя. Таким образом, последний полётный цикл в каждом временном ряду (данных по конкретному двигателю) можно интерпретировать как момент отказа.

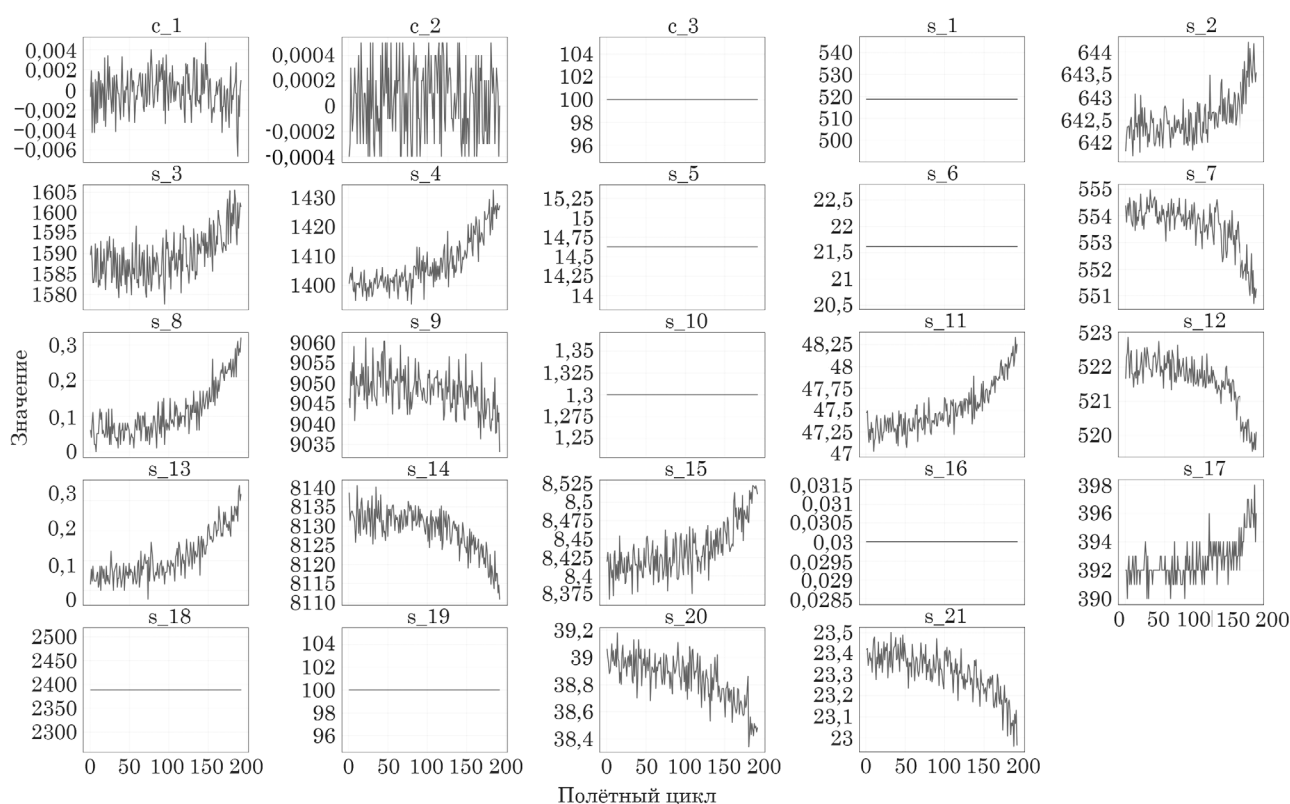


Рис. 1. Визуализация данных всех датчиков для случайно выбранного авиационного двигателя

Остаточный ресурс двигателя на каждом полётном цикле определяется как разность между максимальным числом циклов до отказа и текущим номером цикла. В соответствии с распространённой практикой для набора данных C-MAPSS использована кусочно-линейная целевая функция RUL, при которой значение RUL ограничивается сверху фиксированным порогом в 125 полётных циклов. Данная функция задаётся следующим образом:

$$RUL(t) = \begin{cases} RUL_c & \text{для } 0 \leq t \leq T_d; \\ T - t & \text{для } T_d \leq t \leq T, \end{cases}$$

где t – текущий номер цикла; T – максимальное число циклов до отказа; T_d – номер цикла, с которого начинается активный износ двигателя; RUL_c – верхний фиксированный порог RUL.

Этот подход позволяет снизить негативное влияние начальных стационарных режимов работы двигателя, в течение которых тренды износа незначительны или отсутствуют вовсе, на процесс обучения прогнозных моделей.

На этапе предварительной обработки поднабора данных (признаков) анализировались показания датчиков авиадвигателей и условия их работы. Сначала удалялись признаки, значения которых оставались постоянными на протяжении всех полётных циклов (константные признаки). Далее для оставшихся признаков была построена матрица коэффициентов корреляции Пирсона¹¹. Признаки с коэффициентом больше 0,95 считались высокоррелированными, и один признак из каждой такой пары удалялся во избежание мультиколлинеарности¹². В итоге размер исходного признакового пространства был уменьшен до 14 признаков. Оставшиеся признаки были нормализованы методом Min-Max¹³, после чего для каждого авиационного двигателя на основе скользящего окна длиной 10 полётных циклов были вычислены скользящие среднее и стандартное отклонение для каждого признака; эти данные добавили в общее пространство признаков. Целевая переменная RUL была преобразована согласно кусочно-линейной функции с порогом 125. Данные этапы предобработки были реализованы на языке Python, модели обучались на сервисе Google Colab¹⁴ без использования графического процессора. Блок-схема всего алгоритма предобработки представлена на рис. 2.

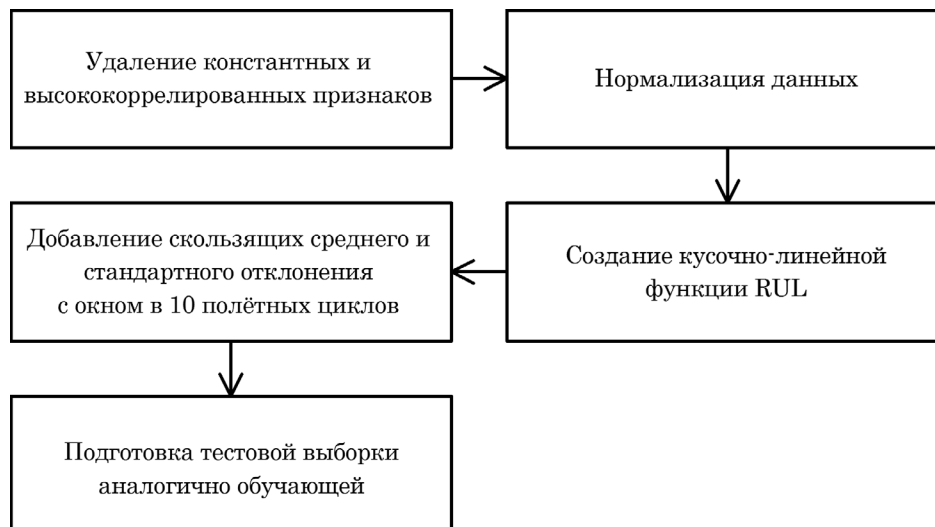


Рис. 2. Блок-схема алгоритма предобработки поднабора FD001

Результаты исследования

Основной алгоритм прогнозирования был построен на ансамбле из трёх моделей машинного обучения (без применения глубокого обучения) методом стекинга с помощью библиотеки `scikit-learn`¹⁵. Стекинг предполагает объединение нескольких базовых моделей, предсказания которых подаются на вход мета-модели для формирования итогового прогноза значения RUL.

¹¹ Мера линейной зависимости между двумя переменными, принимающая значения от -1 до 1 . Значение, близкое к 1 или -1 , указывает на сильную линейную связь; значение 0 – на её отсутствие.

¹² Наличие высокой корреляции между независимыми переменными в регрессионной модели, что приводит к нестабильности оценок коэффициентов и снижению обобщающей способности модели.

¹³ Метод масштабирования данных, при котором значения каждого признака линейно преобразуются так, чтобы они попадали в заданный диапазон (обычно от 0 до 1).

¹⁴ Облачная среда для выполнения Python-кода в браузере: <https://colab.research.google.com/>

¹⁵ Библиотека для машинного обучения на языке Python: <https://scikit-learn.org/stable/index.html>

В качестве мета-модели использовалась гребневая регрессия¹⁶ с фиксированным коэффициентом регуляризации равным единице. С помощью приёма сеточного поиска¹⁷ были найдены наилучшие модели для объединения в ансамбль, а также их оптимальные гиперпараметры:

- в итоговый ансамбль вошли три модели – регрессия опорных векторов, «случайный лес» и многослойный перцептрон¹⁸;
- для регрессии опорных векторов лучшей комбинацией гиперпараметров стали: $C = 10$ (регуляризация), $\gamma = 0,01$ (параметр ядра), $\epsilon = 0,3$ (ширина трубки);
- для «случайного леса» лучшей комбинацией гиперпараметров стали: $n_estimators = 500$ (число деревьев), $max_depth = 7$ (глубина), $min_samples_split = 2$ (минимальное число объектов для разделения);
- для многослойного перцептрона лучшей комбинацией гиперпараметров стали: $hidden_layer_sizes = (128,)$ (число нейронов), $learning_rate_init = 0,0005$ (темп обучения), $early_stopping = True$ (ранняя остановка), $max_iter = 1000$ (эпохи), $\alpha = 0,0001$ (регуляризация).

Обучение всех моделей осуществлялось с использованием 5-блочной перекрёстной проверки и среднеквадратичной функции потерь¹⁹. Для оценки точности прогнозирования RUL использовалась RMSE.

Также для учёта затрат, связанных с неправильными прогнозами, применён подход, заключающийся в использовании асимметричной функции затрат. В данном случае этим подходом являлась функция S-score, предложенная в работе [13].

В табл. 2 показаны значения метрик, полученных в результате применения как одиночных моделей машинного обучения (включая многослойный перцептрон), так и предложенного алгоритма стекинга на тестовой выборке.

Табл. 2. Результаты ошибок прогнозирования RUL

Методы	RMSE	S-score
Стекинг	19,34	1358
Многослойный перцептрон	19,54	1184
Случайный лес	20,84	2045
Регрессия опорных векторов	20,98	2446
Метод k-ближайших соседей ²⁰	21,51	1187

После тренировки предложенного алгоритма на обучающей выборке дополнительно были выявлены наиболее значимые признаки для прогнозирования RUL методом перестановочной важности признаков²¹. На рис. 3 представлена диаграмма, отображающая 15 признаков с наибольшей важностью. По оси абсцисс отложены значения перестановочной важности (вклад

¹⁶ Метод линейной регрессии с L2-регуляризацией, которая добавляет к функции потерь штраф, пропорциональный квадрату нормы весовых коэффициентов.

¹⁷ Метод подбора гиперпараметров модели путём перебора всех комбинаций значений из заданного дискретного множества.

¹⁸ Класс нейронных сетей прямого распространения, состоящий из входного, одного или нескольких скрытых слоёв и выходного слоя. Каждый нейрон последующего слоя соединён со всеми нейронами предыдущего.

¹⁹ Вычисляется как среднее арифметическое квадратов разностей между прогнозными и истинными значениями целевой переменной.

²⁰ Непараметрический алгоритм регрессии, в котором прогнозное значение для объекта вычисляется как среднее арифметическое целевых переменных k ближайших к нему объектов из обучающей выборки.

²¹ Способ оценки вклада каждого признака в предсказательную способность модели. Для каждого признака его значения в тестовой выборке случайным образом перемешиваются, после чего вновь вычисляется ошибка прогнозирования. Если перемешивание признака приводит к значительному росту ошибки – признак важен для модели; если ошибка практически не меняется – признак мало влияет на прогноз.

признака в прогноз RUL), по оси ординат – наименования признаков. На диаграмме суффиксы `_mean_10` и `_std_10` в названиях признаков обозначают соответственно скользящее среднее и стандартное отклонение, рассчитанные по окну длиной 10 полётных циклов.

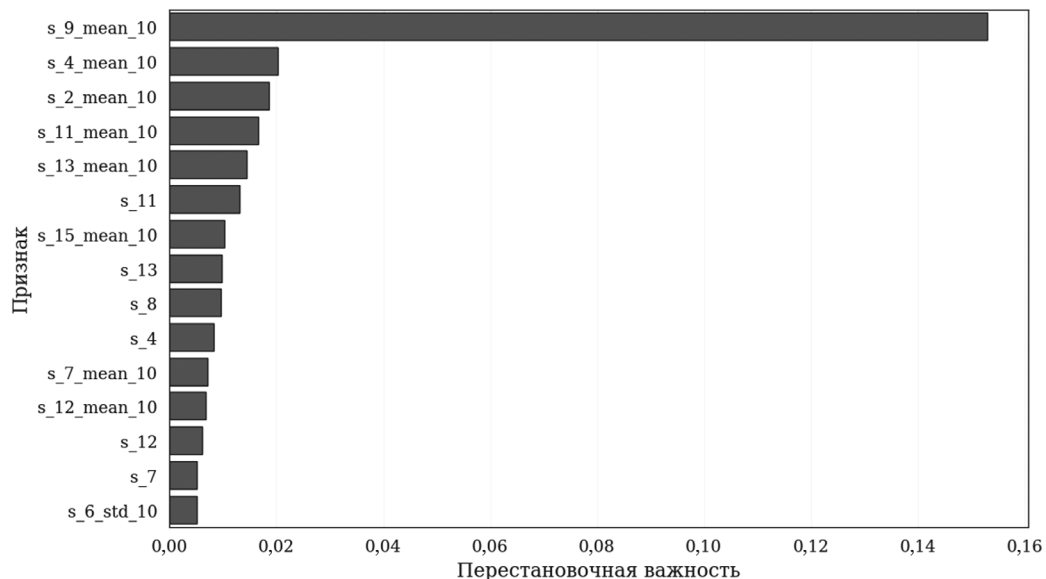


Рис. 3. Диаграмма важности признаков для предложенного алгоритма на основе стекинга

Обсуждение полученных результатов

Полученные результаты подтверждают известные преимущества ансамблевых методов в задачах прогнозирования. Согласно значениям метрик из табл. 2 можно сделать вывод о том, что предложенный алгоритм превосходит все одиночные классические модели машинного обучения. Кроме того, по метрикам качества стекинг сопоставим с более сложной моделью глубокого обучения – многослойным перцептроном. Важным аспектом прогнозирования RUL является интерпретируемость модели, позволяющая анализировать связь между входными данными и прогнозом. Для глубокого обучения эта задача нетривиальна, поэтому в таких случаях дополнительно применяют методы объяснимого искусственного интеллекта (eXplainable Artificial Intelligence, XAI). В ансамблевых методах, напротив, можно напрямую выделить наиболее значимые признаки, влияющие на результат прогнозирования. На диаграмме важности (рис. 3) среди лидеров оказались скользящие статистики (обозначенные суффиксами `_mean_10` и `_std_10`) показаний исходных датчиков, которые отражают тренды износа. Это позволяет прогнозирующему алгоритму на основе стекинга лучше отслеживать динамику износа авиадвигателя в течение его эксплуатации. В то же время сами по себе показания датчиков сохраняют высокую значимость, так как непосредственно характеризуют физическое состояние узлов двигателя. Таким образом, совместное использование сконструированных и исходных признаков повышает точность модели и обеспечивает её физическую интерпретируемость.

Заключение

Описан метод прогнозирования RUL авиационных двигателей на основе стекинга. В результате вычислительных экспериментов показано, что стекинг обеспечивает улучшение качества прогнозирования по сравнению с одиночными моделями. Полученные оценки RUL характеризуются достоверностью, подтверждённой низкими значениями RMSE, и оперативностью, так как обучение и прогнозирование выполняются без использования графического процессора.

При этом степень релевантности прогнозов для практических задач управления ТОиР подтверждается согласованностью с физической динамикой износа авиационных двигателей. Рассмотренные отечественные и зарубежные методики прогнозирования авторы планируют использовать в дальнейших исследованиях применительно к импортной АТ, эксплуатирующейся в России, в качестве инструмента обучения, верификации и сравнения с разрабатываемой системой прогнозирования RUL авиадвигателей.

Данная работа является поисковым исследованием в рамках создания комплексной системы прогнозирования, что соответствует требованиям российской стратегии эксплуатации по техническому состоянию (ГОСТ Р 70120-2022²², ГОСТ 57907-2017²³, ГОСТ Р 59815-2021²⁴). Полученные результаты могут быть использованы при создании интеллектуальных систем поддержки принятия решений для предиктивного ТОиР самолётных двигателей, обеспечивая более обоснованное планирование ремонтных мероприятий и снижение эксплуатационных рисков.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Conflict of interest. The authors declare no conflict of interest.

Список источников / References

1. Новикова Т. А., Ляпунцова Е. В. Сравнительный анализ существующих стратегий организации технического обслуживания и ремонта сложных технических систем // *Инновации в менеджменте*. 2024. № 4(42). С. 48–55. <https://elibrary.ru/orgpfc>
2. Novikova T. A., Lyapunsova E. V. Comparative analysis of existing strategies for the organization of maintenance and repair of complex technical systems. *Innovations in management*, 2024, no. 4(42), pp. 48–55. (In Russ.) <https://elibrary.ru/orgpfc>
3. Wu F., Wu Q., Tan Yu., Xu X. Remaining Useful Life Prediction based on deep learning: a survey. *Sensors*, 2024, vol. 24, no. 11, 3454. <https://doi.org/10.3390/s24113454>
4. Liu Y., Wen J., Wang G. A comprehensive overview of remaining useful life prediction: From traditional literature review to scientometric analysis. *Machine Learning with Applications*, 2025, vol. 21, 100704. <https://doi.org/10.1016/j.mlwa.2025.100704>
5. Wang X. L., Gu H., Xu L., Hu C., Guo H. A SVR-based remaining life prediction for rolling element bearings. *Journal of Failure Analysis and Prevention*, 2015, vol. 15, no. 4, pp. 548–554. <https://doi.org/10.1007/s11668-015-9976-x>
6. Benkedjouh T., Medjaher K., Zerhouni N., Rechak S. Health assessment and life prediction of cutting tools based on support vector regression. *Journal of Intelligent Manufacturing*, 2015, vol. 26, no. 2, pp. 213–223.
7. Kang L., Chen R. S., Xiong N., Chen Y. C., Hu Y. X., Chen C. M. Selecting hyper-parameters of Gaussian process regression based on non-inertial particle swarm optimization in Internet of Things. *IEEE Access*, 2019, vol. 7, pp. 59504–59513.
8. Jia J., Liang J., Shi Y., Wen J., Pang X., Zeng J. SOH and RUL prediction of lithium-ion batteries based on Gaussian process regression with indirect health indicators. *Energies*, 2020, vol. 13, no. 2, pp. 375–395.
9. Aye S. A., Heyns P. S. An integrated Gaussian process regression for prediction of remaining useful life of slow speed bearings based on acoustic emission. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2017, vol. 84, pp. 485–498.

²² ГОСТ Р 70120-2022. Авиационная техника гражданского назначения. Эксплуатация по техническому состоянию. Общие требования.

²³ ГОСТ Р 57907-2017. Воздушный транспорт. Техника авиационная гражданская. Ремонт по техническому состоянию. Общие требования.

²⁴ ГОСТ Р 59815-2021. Система технического обслуживания и ремонта авиационной техники. Организация работ по техническому обслуживанию авиационной техники. Основные положения.

10. Xing J., Zhang H., Zhang J. Remaining useful life prediction of Lithium batteries based on principal component analysis and improved Gaussian process regression. *International Journal of Electrochemical Science*, 2023, vol. 18, no. 4, 100048. <https://doi.org/10.1016/j.ijoes.2023.100048>
11. Özcan H. Interpretable ensemble remaining useful life prediction enables dynamic maintenance scheduling for aircraft engines. *Scientific Reports*, 2025, vol. 15, 39795. <https://doi.org/10.1038/s41598-025-23473-2>
12. Абдуракипов С. С., Бутаков Е. Б. Сравнительный анализ алгоритмов машинного обучения для определения предотказных и аварийных состояний авиадвигателей // Автометрия. 2020. Т. 56. № 6. С. 34–48. <https://elibrary.ru/gzvzqz>
13. Abdurakipow S. S., Butakow E. B. Comparative analysis of machine learning algorithms for identifying pre-failure and emergency states of aircraft engines. *Optoelectronics, Instrumentation and Data Processing*, 2020, vol. 56, no. 6, pp. 586–597. <https://doi.org/10.3103/S8756699020060023> ; <https://elibrary.ru/unuaof>
14. Serenko I. A., Dorn Y. V., Singh S. R., Kornaeв A. V. Room for Uncertainty in Remaining Useful Life estimation for turbofan jet engines. *Russian Journal of Nonlinear Dynamics*, 2024, vol. 20, no. 5, pp. 933–944. <https://doi.org/10.20537/nd241218>
15. Frederick D. K., DeCastro J. A., Li, J. S. User's Guide for the Commercial Modular Aero-propulsion System Simulation (C-MAPSS). Report no. NASA/TM-2007-215026, Cleveland: National Aeronautics and Space Administration, 2007.

Информация об авторах

Шивченко Евгений Владимирович, аспирант, Южный федеральный университет, Ростов-на-Дону, Россия, shivchenko@sfedu.ru

Ярковой Игорь Петрович, старший преподаватель, Южный федеральный университет, Ростов-на-Дону, Россия, iyarkovoy@sfedu.ru

Authors information

Shivchenko Eugene V., Postgraduate Student, Southern Federal University, Rostov-on-Don, Russia, shivchenko@sfedu.ru

Yarkovoy Igor P., Senior Lecturer, Southern Federal University, Rostov-on-Don, Russia, iyarkovoy@sfedu.ru

Статья поступила в редакцию 10.07.2026; одобрена после рецензирования 05.08.2026; принята к публикации 24.08.2026.

The article was submitted 10.07.2026; approved after reviewing 05.08.2026; accepted for publication 24.08.2026.

Научная статья
УДК 629.735.33

ОСОБЕННОСТИ АВИАЦИОННОЙ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ ПОИСКОВО-СПАСАТЕЛЬНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЁТОВ ПИЛОТИРУЕМЫХ ТРАНСПОРТНЫХ КОРАБЛЕЙ С КОСМОДРОМА ВОСТОЧНЫЙ

В. А. АКСЮТИН², И. В. ЛЕСНИЧИЙ¹, В. И. САМОЙЛОВ¹, И. А. САМОЙЛОВ¹, О. Ю. СТРАДОМСКИЙ¹

¹ Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

² Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С. П. Королёва, Королёв, Московская обл., Россия

Аннотация. В соответствии с законодательством Российской Федерации одним из видов обеспечения полётов космических объектов является их поисково-спасательное обеспечение (ПСО), в которое входят обеспечение безопасности космонавтов, своевременное обнаружение и техническое обслуживание возвращаемого (спускаемого) аппарата, эвакуация с места посадки возвращаемого аппарата (ВА) космонавтов, специальных материалов, аппаратуры и ВА. В статье представлены результаты исследования условий и возможностей организации ПСО в части поиска ВА в случае его нештатной посадки и эвакуации экипажа с места посадки ВА пилотируемого транспортного корабля (ПТК) при эксплуатации космического комплекса (КК), состоящего из ПТК и ракеты-носителя (РН) тяжёлого класса «Ангара-А5М», запускаемого с космодрома Восточный. Приоритетное внимание уделено оценке возможности применения авиации для проведения поисково-спасательных работ в условиях, характерных для вероятных районов нештатной посадки ВА в случае аварии РН на этапе выведения ПТК на орбиту с наклоном 96,8°. Сформулированы предложения по поисково-спасательным методам и средствам, использование которых целесообразно для организации ПСО запусков пилотируемых КК с космодрома Восточный.

Ключевые слова: космический комплекс, пилотируемый транспортный корабль, космодром Восточный, возвращаемый аппарат, трасса выведения, аварийная посадка, район посадки, поисково-спасательное обеспечение, поисково-спасательное воздушное судно, вертолёт, система поиска и спасания, транспортные системы страны

Для цитирования: Аксютин В. А., Лесничий И. В., Самойлов В. И., Самойлов И. А., Страдомский О. Ю. Особенности авиационной составляющей поисково-спасательного обеспечения полётов пилотируемых транспортных кораблей с космодрома Восточный // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2026. № 55. С. 121–133.

Original article

FEATURES OF SEARCH AND RESCUE SUPPORT FOR FLIGHTS OF MANNED SPACECRAFT FROM THE VOSTOCHNY COSMODROME

V. A. AKSYUTIN², I. V. LESNICHYI¹, V. I. SAMOYLOV¹, I. A. SAMOYLOV¹, O. YU. STRADOMSKIY¹

¹ The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia

² S. P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia, Korolev, Moscow Region, Russia

Abstract. In accordance with the legislation of the Russian Federation, one of the types of flight support for space objects is their search and rescue support, aimed at ensuring the safety of astronauts, timely detection

and maintenance of the returning (descent) vehicle, evacuation of astronauts, special materials, equipment and returning vehicle from the landing site of the returning spacecraft. The article presents the results of a study of the conditions and capabilities of search and rescue support organization during operation from the Vostochny cosmodrome of the space complex with a manned transport vehicle and an Angara-A5M heavy-class launch vehicle in terms of searching and evacuating the manned transport vehicle crew in the event of an emergency landing. Priority attention is given to assessing the possibility of using aviation to conduct search and rescue operations in conditions typical of the likely areas of emergency landing in the event of a launch vehicle accident at the stage of launching the PTK into orbit with an inclination of 96.8°. Proposals have been formulated on search and rescue methods and means, the use of which is advisable for the organization of manned spacecraft launches from the Vostochny cosmodrome.

Keywords: space complex, manned transport spacecraft, Vostochny cosmodrome, reentry capsule, launch route, emergency landing, landing area, search and rescue support, search and rescue aircraft, helicopter, search and rescue system, transport systems of the country

For citation: Aksyutin V. A., Lesnichiy I. V., Samoylov V. I., Samoylov I. A., Stradomskiy O. Yu. Features of search and rescue support for flights of manned spacecraft from the Vostochny cosmodrome. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2026, no. 55, pp. 121–133. (In Russ.)

Введение

Авиация является важной составляющей глобальных систем поиска и спасения людей, терпящих бедствие, поскольку в большинстве случаев она способна наиболее оперативно обеспечить оказание помощи в значительном удалении от населённых пунктов и наземной транспортной инфраструктуры.

В целях организации и проведения поиска и спасения терпящих или потерпевших бедствие пассажиров и экипажей воздушных судов (ВС) всех видов авиации, людей на море, поиска и эвакуации космонавтов и спускаемых аппаратов в местах их посадки в России создана Единая система авиационно-космического поиска и спасания (ЕС АКПС)¹. В состав ЕС АКПС входят органы, службы, силы и средства поиска и спасения, находящиеся в ведении федеральных органов исполнительной власти. Для обеспечения поиска и спасения ЕС АКПС организует постоянное дежурство поисково-спасательных сил и средств, в числе которых ВС (вертолёты и самолёты), парашютно-десантные спасательные группы и наземные поисково-спасательные команды, оснащённые соответствующим поисковым и аварийно-спасательным оборудованием и снаряжением. Места дежурств поисково-спасательных сил и средств определяются приказом Росавиации² с учётом уровня потенциальных рисков возникновения ситуаций, требующих проведения поисково-спасательных работ (ПСР). Уровень охвата дежурными силами и средствами территории России с прибрежными акваториями и кроссполярными воздушными трассами по данным Росавиации составляет около 80 %.

Планируемое на ближайшие годы начало регулярных полётов ПТК с космодрома Восточный требует соответствующей адаптации диспозиции сил и средств ЕС АКПС к изменению условий и возможных районов поиска. Во-первых, это обусловлено тем, что проекция на Землю траектории выведения ПТК на орбиту с космодрома Восточный (трасса выведения) будет проходить на значительном удалении от традиционных мест дежурства сил и средств

¹ Постановление Правительства Российской Федерации от 23.08.2007 № 538 «О единой системе авиационно-космического поиска и спасания в Российской Федерации».

² Приказ Федерального агентства воздушного транспорта от 08.11.2022 № 795-П «Об определении мест дислокации поисковых и аварийно-спасательных сил и средств на территории Российской Федерации, общего количества и типов дежурных поисково-спасательных воздушных судов».

ЕС АКПС. Во-вторых, Правительством Российской Федерации уделяется особое внимание ПСО полётов пилотируемых космических аппаратов, к которому предъявляются повышенные требования в части оперативности и надёжности операций по оказанию помощи и эвакуации космонавтов с места возможной нештатной посадки ВА. На текущем этапе это выражается в привлечении к ПСО запусков с космодрома Байконур (Казахстан) более значительных поисково-спасательных сил и средств³ по сравнению с типовыми дежурными силами и средствами ЕС АКПС.

Постановка задачи

Задачами настоящего исследования являются изучение возможностей для организации авиационного ПСО полётов пилотируемых космических аппаратов с космодрома Восточный в случае нештатной посадки ВА с учётом климатических, географических и инфраструктурных особенностей районов вероятной посадки, определение оптимальной диспозиции сил и средств ПСО в районах возможного поиска с учётом выявленных особенностей.

Методы исследования – изучение и анализ нормативных и научных источников, содержащих информацию о климатических и географических особенностях региона, технической оснащённости и имеющейся поисково-спасательной инфраструктуре; прогнозирование потребностей и мощностей, необходимых для организации авиационного ПСО полётов пилотируемых космических аппаратов с космодрома Восточный.

Ожидаемые условия поиска и спасения космонавтов на этапе выведения ПТК на орбиту при полётах с космодрома Восточный

Задачей, которая ставится перед ЕС АКПС в рамках ПСО запусков ПТК с космодрома Восточный, является оказание помощи экипажу ПТК в сжатые сроки и его эвакуация с места нештатной посадки ВА в случае аварии РН на этапе выведения ПТК на орбиту.

При нормальном функционировании бортовых систем ВА и условиях, позволяющих использование авиации, целевой срок оказания помощи экипажу ПТК после аварийной посадки составляет 6 часов. Предельные нормативы оказания помощи космонавтам в зависимости от условий на месте аварийной посадки составляют 48 часов в случае аварийной посадки ВА на сушу или на лёд, а в случае приводнения ВА на открытую воду акваторий морей и океанов – всего 12 часов. Эвакуация самого ВА с места его аварийной посадки при этом не рассматривается как срочная процедура и может проводиться позже по отдельной технологии.

Трасса выведения ПТК на орбиту с наклоном 96,8° проходит на север от космодрома Восточный над территориями Амурской области, Республики Саха (Якутия), полуострова Таймыр, пересекает острова Северной Земли, доходит до 83° с. ш. в Северном Ледовитом океане примерно в 130 км севернее архипелага Земля Франца-Иосифа и затем проходит над Атлантическим океаном через восточную часть острова Гренландия (рис. 1).

Протяжённость сухопутного участка трассы выведения от космодрома Восточный до северного побережья полуострова Таймыр составляет 3 тысячи километров, морского участка трассы над Северным Ледовитым океаном до восточного побережья острова Гренландия – 2,6 тысячи километров, а общая протяжённость трассы до точки отделения третьей ступени РН над Атлантикой – 8 тысяч километров. Примерно половина трассы выведения находится за пределами зоны ответственности Российской Федерации за организацию воздушного движения, а также авиационного поиска и спасания.

³ Приказ Федеральной аэронавигационной службы от 03.04.2007 № 22 «Об утверждении Инструкции по поисково-спасательному обеспечению полёта Международной космической станции с транспортными пилотируемыми кораблями “Союз”».



Рис. 1. Трасса выведения ПТК на орбиту с наклонением $96,8^\circ$ с космодрома Восточный

Конструкция ПТК такова, что в случае аварии РН в начале сухопутного участка трассы выведения (в пределах 800 км от космодрома) и во второй половине трассы над акваторией Северного Ледовитого океана (примерно при удалении более 4200 км) существует некоторая возможность управления траекторией аварийного снижения ВА с целью выполнения посадки ВА в одном из заранее определённых районов, радиус каждого из которых составляет около 20 км.

Разработчиком ПТК определён ряд районов для возможной аварийной посадки ВА на начальном этапе выведения и три района на второй половине трассы выведения. На остальных участках трассы выведения аварийная посадка ВА теоретически возможна в любой точке в коридоре ± 15 км от трассы.

Сухопутный участок трассы выведения проходит преимущественно по малонаселённым территориям с крайне низким уровнем развития наземных транспортных коммуникаций и сложным характером местности: от низменностей до горных хребтов (высотой до 1600 м) с наличием обширных лесных массивов, зон тундры, большого количества рек. По данным многолетних наблюдений⁴ средняя температура воздуха вдоль сухопутной части трассы выведения в зимний период составляет примерно минус $25 - 30^\circ\text{C}$, при этом может опускаться и до минус 55°C . В северных (прибрежных) районах Якутии в среднем бывает 8–9 дней в месяц, когда скорость ветра поднимается выше 8 м/с. С октября по апрель 6–7 дней в месяц наблюдаются метели со средней продолжительностью 8 часов. В более южных районах метели наблюдаются с ноября по январь. По всей трассе выведения с мая по сентябрь число дней, когда отсутствует облачность на высотах до 2 км, составляет от 5 до 15 дней в каждом месяце, тогда как в холодный период такие дни преобладают. На большей части трассы до 15 дней в августе–сентябре наблюдаются туманы. Наиболее сложные для проведения ПСР погодные условия характерны для Таймыра, где в летние месяцы преобладают дни с низкой облачностью, средняя температура воздуха зимой составляет ниже 30°C , 250–270 дней в году держится снежный покров, нередко метели продолжительностью от 3 до 15 дней, часто наблюдаются туманы, в том числе выносные туманы, перемещающиеся на Таймыр с океана.

⁴ По результатам анализа данных Научно-прикладного справочника по климату СССР (изд. 1988–1990 гг.), справочных материалов Арктического и антарктического научно-исследовательского института, размещённых на его официальном интернет-сайте (<https://www.aari.ru>) и других открытых источников.

Морской участок трассы выведения ПТК в основном проходит по бассейну Северного Ледовитого океана, минуя области сильного влияния тёплых атлантических течений, поэтому для него характерны суровые арктические условия. Температура воздуха в зимние месяцы может опускаться до -40°C , а в летние – от 0°C до $+10^{\circ}\text{C}$. Ветровой режим над Северным Ледовитым океаном непостоянен, но сильные ветры (более 15 м/с) бывают редко. В прибрежных районах заметно выражен сезонный ход направления ветра, при котором число дней со штормами возрастает особенно зимой. Наиболее суровые гидрологические условия для проведения ПСР наблюдаются на территории, расположенной вдоль побережья Гренландии и в Атлантическом океане, где велика вероятность волнений моря более 5 баллов, особенно в ноябре–марте.

Как правило, в январе–марте большая часть акватории Северного Ледовитого океана покрыта льдом, тогда как в августе–октябре площадь ледового покрытия значительно сокращается. Трасса выведения ПТК проходит вблизи границы многолетних льдов и выходит к относительно тёплым водам Атлантического океана, поэтому на ней встречаются участки с различным характером ледового покрытия и участки с открытой водой, которые могут наблюдаться на любом отрезке морского участка трассы выведения в период с июля по октябрь.

Более 40 % сухопутного участка трассы выведения и три четверти морского расположены за полярным кругом, что предполагает проведение ПСР, в том числе в условиях полярной ночи. Например на Таймыре полярная ночь длится около 100 дней (в ноябре–феврале).

Таким образом, территории, где возможна аварийная посадка ВА, характеризуются достаточно широким диапазоном климатических параметров (с учётом их годовых колебаний), рельефа и характера местности. В целом эти территории могут быть охарактеризованы как труднодоступные и сложные с точки зрения ПСО, что наряду с большой протяжённостью трассы определяет приоритетное использование авиационных сил для проведения ПСР. В то же время, исходя из особенностей атмосферных и гидрологических условий по всей трассе выведения, сравнительно благоприятный период для использования авиации крайне узок (май–июнь), так как для сухопутного участка трассы выведения использование авиации предпочтительнее по метеорологической ситуации период май–август, а для морского участка – в период с апреля по июнь, когда меньше штормов и площадь ледяного покрова ещё близка к максимуму.

Особенности условий авиационного обеспечения ПСР при полётах ПТК с космодрома Восточный

Авиационное обеспечение поисково-спасательных операций требует наличия соответствующей авиатранспортной инфраструктуры, ВС с требуемыми транспортными возможностями, оснащённых необходимым ПСО, групп спасателей-десантников и специального оснащения, подготовленного для воздушной доставки [1–4].

Мировая и российская практика свидетельствуют о целесообразности использования вертолётов для проведения спасательных операций, так как вертолёты менее требовательны к наличию наземной инфраструктуры и способны непосредственно обеспечить эвакуацию людей, терпящих бедствие (на режиме висения или совершив посадку на подобранную с воздуха площадку поблизости). Возможности полёта вертолёта на малой скорости и висения также облегчают визуальный поиск людей и позволяют совершить более точное десантирование спасателей и грузов, по сравнению с использованием самолётов. В рамках ЕС АКПС к дежурству привлекаются в основном вертолёты семейства Ми-8 (наиболее распространённые в российском парке) с типовым радиусом действия до 300 км⁵. Самолёты не способны обеспечить эвакуацию людей непосредственно с места происшествия, но, обладая большей дальностью и скоростью полёта,

⁵ Федеральное агентство воздушного транспорта. Поиск и спасание [Электронный ресурс]. URL: <https://favt.gov.ru/dejatelnost-poysk-i-spasanye>

могут эффективно использоваться для оперативного оказания помощи (путём десантирования спасателей и грузов) при значительном удалении места происшествия.

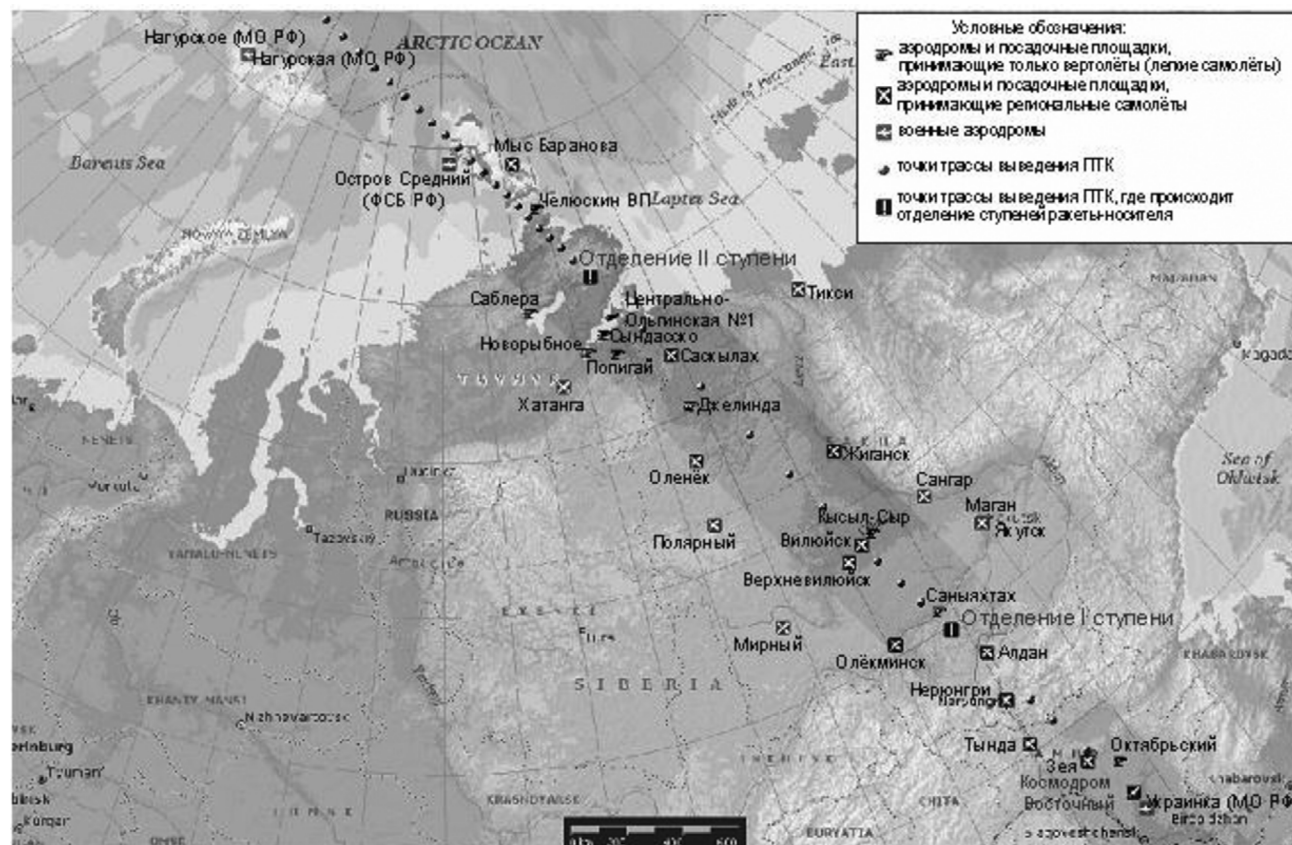


Рис. 2. Аэродромная сеть вдоль трассы выведения ПТК (в рамках ЕС АКПС вертолёты дежурят на аэродромах Нерюнгри, Якутск, Мирный, Полярный, Тикси, Хатанга, Мыс Баранова)

Особенности авиационного обеспечения ПСР определяются условиями районов поиска, конфигурацией доступной аэродромной сети, составом эксплуатируемого в регионе парка ВС, доступных для привлечения к ПСР, а также наличием особых требований к ПСО. Применительно к трассе выведения ПТК с космодрома Восточный существуют следующие особенности:

– почти все аэродромы (рис. 2), где осуществляют регулярное дежурство силы и средства ЕС АКПС, расположены на удалении более 300 км от трассы выведения (или от выделенных районов аварийной посадки ВА). При этом на каждом аэродроме к дежурству привлекается только один вертолёт. Это значит, что текущие дежурные силы и средства ЕС АКПС не способны прикрыть трассу выведения ПТК с необходимым резервированием средств;

– количество существующих вдоль трассы выведения аэродромов и посадочных площадок⁶, пригодных для организации дежурства поисково-спасательных сил и средств, сокращается по мере удаления на север от стартового комплекса космодрома Восточный, достигая своего минимума выше 73° с. ш. и на морском участке трассы выведения. К тому же на большинстве вертолётных посадочных площадок отсутствуют средства аэронавигации и возможность заправки топливом. Это выдвигает к вертолётам повышенные требования по радиусу действия (существенно больше 300 км) и минимизирует возможности выбора запасных аэродромов, вплоть до полного их отсутствия на морском участке трассы выведения;

⁶ Центр аэронавигационной информации ФГУП «Госкорпорация по ОрВД». АИП Российской Федерации [Электронный ресурс]. URL: http://www.caiga.ru/ANI_Official/Aip/index.htm

- на морском участке продолжительные полёты над водным пространством сопряжены с повышенным риском (из-за невозможности совершения вынужденной посадки в случае отказов техники);

- по мере приближения к северным прибрежным районам повышается вероятность наступления нелётной погоды (сильный ветер, плохая видимость, низкая облачность). При этом значительная протяжённость маршрута, необходимая для выполнения ПСР, при минимуме запасных аэродромов дополнительно повышает вероятность невылета вертолётов по погодным условиям, изменчивость которых, характерная для арктических районов, снижает достоверность долгосрочных прогнозов погоды. Это определяет целесообразность резервирования мест базирования поисковых вертолётов и технологий проведения ПСР;

- полёты на большие расстояния в условиях малонаселённой местности и морских акваторий выдвигают особые требования к аварийно-спасательному и радиотехническому оснащению вертолётов и поисково-спасательных групп;

- поскольку начало запусков ПТК с космодрома Восточный планируется на ближайшие годы, ПСО должно опираться на использование уже эксплуатируемых ВС и апробированных технологий;

- экипажи вертолётов должны быть специально подготовлены для проведения поисково-спасательных операций в высоких широтах, над горной и безориентирной местностью, ночью, для выполнения посадок на подобранные с воздуха площадки, в том числе ледовые.

Важной особенностью ПСО полётов ПТК с космодрома Восточный является то, что ВА (в отличие от спускаемых аппаратов кораблей «Союз», запускаемых с космодрома Байконур) оснащён бортовой системой геопозиционирования, которая обеспечит передачу точных координат ВА через спутниковую систему КОСПАС-САРСАТ⁷ после его аварийной посадки (с погрешностью не более 20 метров). Это практически исключает необходимость выполнения в рамках ПСР поисковых полётов, занимающих, как правило, много времени.

Варианты возможной организации ПСО полётов ПТК с космодрома Восточный

Учитывая условия проведения ПСР, в качестве приоритетного способа эвакуации космонавтов с места аварийной посадки ВА на сухопутном участке трассы выведения ПТК целесообразно использование вертолётов типа Ми-8АМТ/МТВ с установленными на них бортовыми средствами десантирования и подъёма на борт людей и грузов (СЛГ-300, КС-К), поисковыми фарами и дополнительными топливными баками (двумя или тремя в зависимости от района проведения ПСР), а также при необходимости оснащёнными другим специальным оборудованием⁸ [5]. При этом технология проведения ПСР будет включать следующие основные этапы:

- приведение дежурных вертолётов ЕС АКПС на оперативных аэродромах в состояние готовности к вылету с аварийно-спасательным снаряжением на борту и поисково-спасательными группами, включающими спасателей-десантников, а также при необходимости специалистов Роскосмоса;

- получение через систему КОСПАС-САРСАТ главным координационным центром ЕС АКПС точных координат места аварийной посадки ВА, определённых и переданных бортовыми средствами ВА. Передача по инстанциям ЕС АКПС координат и команды на вылет экипажу дежурного вертолёт (вертолётов), в радиусе действия которого произошла аварийная посадка ВА;

⁷ Международная спутниковая поисково-спасательная система. При аварийных ситуациях на судах и самолётах оповещает о бедствии и местоположении персональных радиобуев, установленных на них. См., например <https://www.roscosmos.ru/28941/>

⁸ ФГУП ГосНИИ ГА. Центральная нормативно-методическая библиотека ГА. Эксплуатационно-техническая документация воздушных судов [Электронный ресурс]. URL: https://mlgvs.ru/library.html#etd_vs_rle

- вылет вертолѐта с поисково-спасательной группой на борту к месту аварийной посадки ВА в соответствии с полученными координатами с использованием для контроля ситуации радиотехнических средств поиска;
- установление голосовой связи экипажа вертолѐта с космонавтами на аварийном УКВ радиоканале (121,5 МГц и 130,2 МГц) за 50–80 км от места посадки ВА (по мере достижения прямой видимости передающих и принимающих УКВ радиоустройств);
- визуальное обнаружение ВА (в пределах ± 20 метров от полученных координат), рекогносцировка местности с воздуха и оценка метеоусловий, принятие командиром вертолѐта по согласованию с руководителем поисково-спасательной операции решения о методе эвакуации экипажа;
- эвакуация космонавтов на борт в случае совершения посадки вертолѐта на подобранную с воздуха площадку вблизи ВА или десантирование спасателей и подъѐм космонавтов на борт с помощью бортовой лебѐдки на режиме висения вертолѐта в случае невозможности посадки;
- возврат вертолѐта с космонавтами и поисково-спасательной группой на борту на оперативный аэродром.

Технология проведения ПСР также предусматривает, что количество вертолѐтов и состав поисково-спасательной группы варьируются в зависимости от места и условий аварийной посадки ВА [6]. Вертолѐты, находящиеся на дежурстве на соседних оперативных аэродромах, используются руководителем ПСР в качестве резерва на случай невозможности вылета вертолѐта с ближайшего к ВА оперативного аэродрома (по погодным условиям или по техническим причинам), а также могут использоваться для усиления поисково-спасательных сил.

Настоящий подход к использованию авиации при организации ПСО зависит от условий проведения ПСР и сравнительной вероятности аварии РН на разных участках трассы выведения ПТК. Рассмотрим особенности организации ПСО с этой точки зрения.

На критических отрезках сухопутного участка трассы выведения ПТК – в районах отделения I и II ступеней РН, когда вероятность возникновения аварийной ситуации максимальна, авиационная составляющая ПСО дублируется наземными поисково-спасательными командами (НПСК). НПСК располагаются в заранее подготовленных пунктах временного базирования в непосредственной близости от районов возможной аварийной посадки ВА, и их задачей является оказание помощи экипажу ПТК, если использование вертолѐтов будет невозможно по погодным условиям на месте аварийной посадки ВА. НПСК оснащаются необходимыми транспортными средствами для продвижения по пересечѐнной местности и форсирования водных преград в районе аварийной посадки ВА, а также средствами мобильной спутниковой связи⁹.

На других отрезках сухопутного участка трассы выведения (где вероятность совершения аварийной посадки ВА крайне мала) авиационная составляющая ПСО не дублируется. В случае, если аварийная посадка ВА всё-таки произойдѐт, и при этом будет нелѐтная погода, то оказание помощи экипажу ПТК будет отложено до восстановления лѐтной погоды.

На морском участке трассы выведения ПТК аварийная посадка ВА может произойти как на лёд, так и на открытую воду в зависимости от сезона и от конкретного отрезка трассы выведения. Для эвакуации космонавтов на открытой воде предпочтительно использование морских спасательных судов¹⁰, обеспечивающих наиболее надёжную процедуру эвакуации космонавтов. В случае посадки ВА на лёд возможно использовать вертолѐтную технологию эвакуации космонавтов (с посадкой вертолѐта на лёд или на режиме висения) при базировании вертолѐтов типа Ми-8АМТ/МТВ на островные аэродромы: Нагурское на острове Земля Александры архипелага

⁹ Спутниковая система «Гонец» [Электронный ресурс]. URL: <https://gonets.ru/rus>

¹⁰ Федеральное агентство морского и речного транспорта. Морская спасательная служба [Электронный ресурс]. URL: <https://morspas.ru>

Земля Франца-Иосифа и на острове Средний архипелага Северная Земля. Вертодром российского посёлка Баренцбург на норвежском острове Западный Шпицберген понадобится для дозаправки вертолётов при проведении спасательных операций в Гренландском море.

Реализация вертолётной технологии ПСР на морском участке при приемлемом уровне безопасности полётов с учётом удалённости аэродромов базирования от трассы выведения и отсутствия запасных аэродромов технически возможна в случаях:

- использования вертолётов типа Ми-8АМТ/МТВ, оборудованных тремя дополнительными топливными баками (заправка топливом 4,1 тонны);

- выполнения полётов двумя вертолётами одновременно (с интервалом в полёте до 10 км), чтобы в случае аварии и аварийного приводнения (приземления) одного из вертолётов другой мог оказать экстренную помощь людям из аварийного вертолёта;

- ограничения радиуса действия вертолётов (по предварительным оценкам до 445 км) и возможной продолжительности висения при выполнении эвакуации космонавтов (до 45 мин.), чтобы на борту сохранялся запас топлива, достаточный для экстренной эвакуации людей с воды в случае совершения одним из вертолётов аварийного приводнения;

- использования одной поисково-спасательной группы в минимальном составе (4 чел.) и размещение равного количества людей на каждом вертолёте, чтобы в случае аварийного приводнения одного из них минимизировать продолжительность висения второго вертолёта, необходимую для спасения людей, находившихся на борту аварийного вертолёта.

- оборудования вертолётов радиолокационными средствами дистанционного определения толщины льда (для подбора ледовых площадок, пригодных для посадки вертолёта), средствами спутниковой связи, средствами инфракрасного видеонаблюдения.

ПСО морского участка трассы выведения сопряжено с длительным периодом переброски вертолётов и морских спасательных судов к местам их дежурства (в связи с удалённостью оперативных аэродромов и портов от трассы выведения). Поэтому в рамках организации постоянно действующей системы ПСО потребуются базирование поисково-спасательных вертолётов на аэродроме Нагурское, а перед каждым запуском с космодрома Восточный – подготовительный этап ПСО. Целями этого этапа должны стать: анализ ледовой обстановки вдоль морского участка трассы выведения ПТК; уточнение технологий проведения ПСР для морского участка и мест дежурства морских спасательных судов; заблаговременное выдвижение поисково-спасательных транспортных средств к местам их дежурства.

Из-за ограниченных возможностей по базированию вертолётов и малой скорости хода морских спасательных судов (порядка 15 узлов) на морском участке практически невозможно обеспечить резервирование поисково-спасательных сил и средств, кроме как путём их прямого удвоения на каждом месте оперативного дежурства.

В случае аварийной посадки ВА на лёд в океане и невозможности вылета вертолётов по погодным условиям одним из резервных способов оказания космонавтам помощи является десантирование на парашютах с самолёта Ил-76ТД рядом с местом нахождения ВА грузов с аварийно-спасательным снаряжением и десантников-спасателей, что обеспечит поддержку космонавтов до их последующей эвакуации вертолётами по мере восстановления лётной погоды. Для этого необходимо включение в наряд сил и средств ПСО запусков с космодрома Восточный дежурного самолёта и спасательной парашютно-десантной группы на аэродроме Мурманск, откуда Ил-76ТД, оснащённый оборудованием для десантирования, способен достичь любого отрезка морского участка трассы выведения ПТК. Группа парашютистов-спасателей составит не более 4 человек, так как её эвакуация с места аварийной посадки ВА будет осуществляться отдельным рейсом вертолётов по той же технологии, что и эвакуация космонавтов.

Возможная расстановка дежурных ВС и поисково-спасательных групп в рамках ПСО полётов ПТК с космодрома Восточный на этапе выведения ПТК на орбиту приведена на рис. 3. В рамках авиационной составляющей ПСО потребуются постановка на дежурство 10 вертолётов

типа Ми-8АМТ/МТВ и одного самолёта типа Ил-76ТД/МД. Кроме этого, в акваториях морей и океанов в районах возможной аварийной посадки ВА на открытую воду предполагается использование морских спасательных судов.

Разные радиусы действия вертолётов Ми-8АМТ/МТВ обусловлены разными условиями полётов и разным запасом топлива:

– Зея и Алдан – вертолёты с двумя дополнительными баками, радиус действия 280 км с возможностью висения в течение 45 минут, есть возможность ухода на запасной аэродром в любой точке маршрута;

– Вилюйск и Саскылах – вертолёты с тремя дополнительными баками, радиус действия 485 км с возможностью висения в течение 60 минут, уход на запасной аэродром возможен только с рубежей ухода по маршруту;

– Центрально-Ольгинская № 1 ПО – вертолёт с двумя дополнительными баками, радиус действия 335 км с возможностью висения в течение 60 минут, уход на запасной аэродром возможен только с рубежей ухода по маршруту, при дальних полётах на север запасными могут быть только необорудованные вертолётные площадки;

– остров Средний и Нагурское – вертолёты с тремя дополнительными баками и ограниченной до 12,6 т взлётной массой, радиус действия 445 км с возможностью висения 2 раза по 45 минут (второй раз – для оказания помощи людям в случае аварии одного из вертолётов), запасные аэродромы отсутствуют.

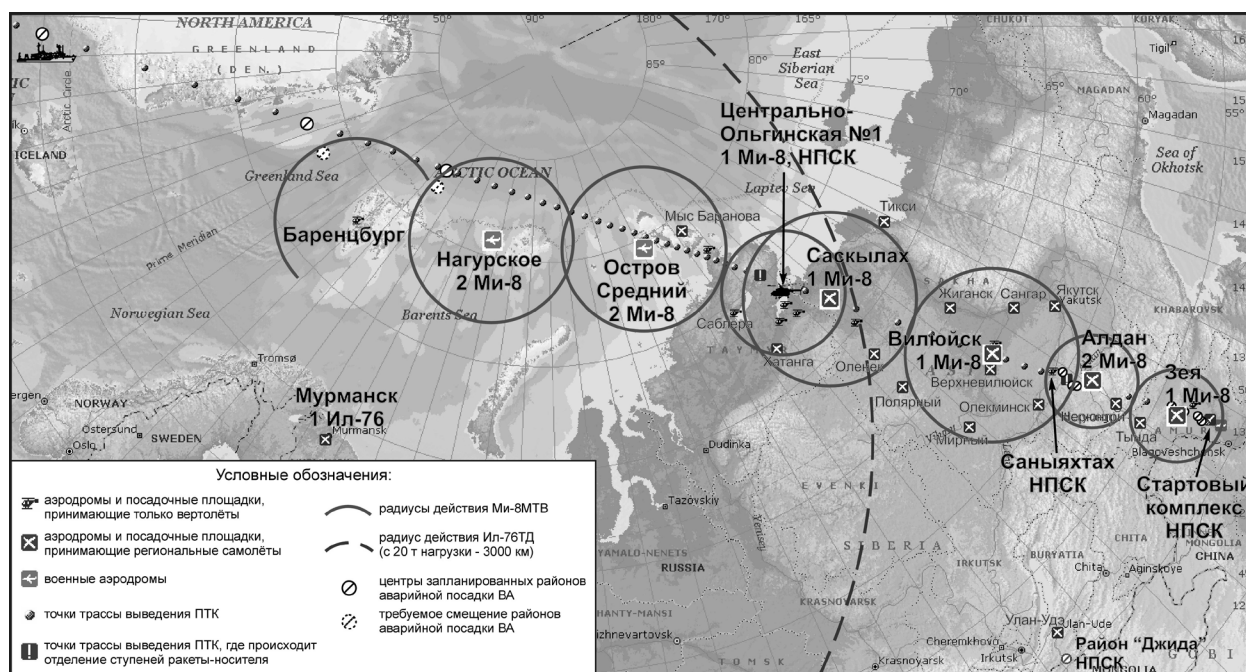


Рис. 3. Возможная расстановка дежурных сил и средств для ПСО полётов ПТК с космодрома Восточный

Во всех случаях допускается совершение аварийной посадки вертолёта на неподготовленную площадку в случае отказа двигателя. Вертолёты, осуществляющие дежурство на аэродромах Зея и Алдан, являются резервными друг для друга на случай неисправности одного из них или отсутствия лётной погоды на одном из аэродромов. Аналогично резервными друг для друга являются вертолёты, осуществляющие дежурство на аэродромах Вилюйск и Саскылах. К месту аварийной посадки ВА резервный вертолёт долетает с промежуточной посадкой для дозаправки, используя в первом случае аэродромы Тында или Нерюнгри, а во втором случае – аэродромы Оленёк и Жиганск. При этом вертолёт из Вилюйска может усиливать группировку,

осуществляющую ПСР в районе отделения I ступени РН, а вертолёт из Саскылаха – группировку, осуществляющую ПСР в районе отделения II ступени РН. Резервирование вертолётов, базирующихся на островах, не предусматривается из-за отсутствия соответствующей инфраструктуры, что не должно быть критичным, учитывая низкую вероятность возникновения аварийной ситуации над морским участком трассы выведения ПТК.

Заключение

Авиационное ПСО полётов ПТК с космодрома Восточный принципиально возможно организовать на основе аэродромной инфраструктуры, имеющейся вдоль трассы выведения ПТК на орбиту, и широко распространённых в эксплуатируемом парке вертолётов типа Ми-8АМТ/МТВ. Однако сложные условия проведения ПСР в случае аварии РН на трассе выведения, даже в сравнительно благоприятный для использования авиации период (май–июнь), обуславливают существенный риск превышения нормируемых сроков поиска и эвакуации экипажа ВА с места аварийной посадки.

Атмосферные и гидрологические условия удалённых регионов и акваторий северных морей, над которыми проходит трасса выведения ПТК, определяют ряд факторов риска и особенности применения авиационной составляющей ПСО, включая:

- вероятность (в некоторые сезоны – высокую) значительной продолжительности нелётной погоды или препятствующей выполнению десантирования спасателей и грузов;
- необходимость выполнения полётов на большие расстояния при ограниченном числе запасных аэродромов, в условиях отсутствия наземной инфраструктуры и над океаном;
- высокую вероятность выполнения эвакуационных работ на режиме висения вертолёта из-за невозможности совершения посадки по условиям подстилающей поверхности;
- необходимость выполнения полётов и эвакуационных работ в тёмное время суток, в условиях полярной ночи (в том числе в акваториях морей).

Сил и средств ЕС АКПС, находящихся сегодня на дежурстве в районах вдоль трассы выведения ПТК, недостаточно для организации ПСО. Для того, чтобы сформировать в сжатые сроки систему ПСО, способную рационально обеспечить поиск и эвакуацию экипажа ПТК с места аварийной посадки в разнообразных геоклиматических условиях трассы выведения протяжённостью 8000 км, представляется обоснованным использовать риск-ориентированный подход к определению диспозиции необходимых сил и средств ПСО в возможных районах поиска, исходя из следующего.

Риск возникновения аварийных ситуаций наиболее значителен на переходных режимах полёта ПТК. Приоритетной задачей организации ПСО в сжатые сроки представляется подготовка условий для максимально эффективного поиска и спасания космонавтов в районах, где наиболее вероятна посадка ВА в случае аварии на старте или при отделении ступеней РН. Это требует подготовки наземной инфраструктуры ПСО, резервирования спасательных ВС и их дублирования наземными средствами.

Для организации ПСО на менее аварийно-опасных этапах выведения ПТК важным представляется создание системы дистанционной поддержки космонавтов на месте аварийной посадки ВА на случай нерасчётного увеличения сроков эвакуации экипажа.

Необходимым условием успешного проведения ПСР в сжатые сроки, особенно на море, является обеспечение надёжной работы во всех ожидаемых внешних условиях бортовых систем ВА, ответственных за определение его координат и их передачу в систему КОСПАС-САРСАТ.

Для снижения рисков выполнения ПСР, обусловленных климатическими и географическими особенностями регионов, где проходит трасса выведения ПТК на орбиту с наклоном $96,8^\circ$, потребуется тесное взаимодействие авиационных, морских и наземных сил и средств поиска и спасания. Однако, с учётом планируемых сроков начала запусков ПТК с космодрома

Восточный, эти риски сохраняются в рамках существующей номенклатуры и возможностей поисково-спасательных средств и технологий.

В части авиационной составляющей ПСО транспортные возможности вертолётов типа Ми-8АМТ/МТВ, основных сегодня в составе ЕС АКПС, существенно ограничивают их поисково-спасательные возможности в удалённых северных регионах. В дальнейшем для повышения безопасности и эффективности поисково-спасательных полётов в рассматриваемых условиях потребуется применение отсутствующих пока в парке вертолётов следующего поколения с расширенными транспортными возможностями и беспилотных авиационных систем среднего и тяжёлого классов.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Conflict of interest. The authors declare no conflict of interest.

Список источников

1. Руководство по международному авиационному и морскому поиску и спасанию (руководство МАМПС). Совместное издание ИКАО и ИМО, том 1 «Организация и управление», 2022. 186 с.
2. Руководство по международному авиационному и морскому поиску и спасанию (руководство МАМПС). Совместное издание ИКАО и ИМО, том 2 «Координация операций», 2022. 616 с.
3. Руководство по международному авиационному и морскому поиску и спасанию (руководство МАМПС). Совместное издание ИКАО и ИМО, том 3 «Подвижные средства», 2022. 356 с.
4. Соболев А. В. Технологический обзор современной организации поисково-спасательного обеспечения полётов авиации // Научная перспектива. 2014. № 8(54). С. 120–122.
5. Подъёмно-спусковые работы на вертолёте: учебное пособие / сост. М. М. Балашов. Ульяновск: УВАУ ГА(И), 2011. 51 с.
6. Соболев А. В., Попов В. А., Селезнев А. В. Основы методики оптимизации количественного и качественного состава поисково-спасательных воздушных судов в системе авиационно-космического поиска и спасания // Вестник Иркутского государственного технического университета. 2016. Т. 20. № 10. С. 184–190.

References

1. The International Aeronautical and Maritime Search and Rescue Manual (IAMSAR Manual). ICAO and IMO publication, vol. 1. Organization and management, 2022, 186 p.
2. The International Aeronautical and Maritime Search and Rescue Manual (IAMSAR Manual). ICAO and IMO publication, vol. 2. Coordination of operations, 2022, 616 p.
3. The International Aeronautical and Maritime Search and Rescue Manual (IAMSAR Manual). ICAO and IMO publication, vol. 3. Mobile vehicles, 2022, 356 p.
4. Sobolev A. V. A technological overview of the modern organization of search and rescue support for aviation flights. *Nauchnaya perspectiva*, 2014, no. 8(54), pp. 120–122. (In Russ.)
5. *Helicopter lifting and lowering operations: Training manual*. Compiled by M. M. Balashov. Ulyanovsk, UVAU GA(I) Publ., 2011, 51 p. (In Russ.)
6. Sobolev A. V., Popov V. A., Seleznev A. V. The bases of the optimization procedure of quantitative and qualitative composition of search and rescue aircrafts as a part of the aerospace search and rescue system. *Proceeding of Irkutsk State Technical University*, 2016, vol. 20, no. 10, pp. 184–190. (In Russ.)

Информация об авторах

Аксютин Виктор Александрович, начальник отдела, Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С. П. Королёва, Королёв, Московская обл., Россия, viktor.aksyutin@rsce.ru

Лесничий Игорь Владимирович, кандидат экономических наук, заместитель начальника отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, ilesnichiy@gosniiga.ru

Самойлов Владислав Игоревич, кандидат экономических наук, старший научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, Samoilov_VI@gosniiga.ru

Самойлов Игорь Анатольевич, кандидат технических наук, начальник отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, aviamarket@gosniiga.ru

Страдомский Олег Юрьевич, кандидат технических наук, директор Авиационного сертификационного центра, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, stradomskiyou@gosniiga.ru

Authors information

Aksyutin Victor A., Head of Department, S. P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia, Korolev, Moscow region, Russia, viktor.aksyutin@rsce.ru

Lesnichiyy Igor V., Candidate of Sciences (Economics), Deputy Head of Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, ilesnichiy@gosniiga.ru

Samoylov Vladislav I., Candidate of Sciences (Economics), Senior Research Fellow, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, Samoilov_VI@gosniiga.ru

Samoylov Igor A., Candidate of Sciences (Engineering), Head of Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, aviamarket@gosniiga.ru

Stradomskiy Oleg Yu., Candidate of Sciences (Engineering), Director of the Aviation Certification Center, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, stradomskiyou@gosniiga.ru

Статья поступила в редакцию 09.06.2026; одобрена после рецензирования 06.07.2026; принята к публикации 24.08.2026.

The article was submitted 09.06.2026; approved after reviewing 06.07.2026; accepted for publication 24.08.2026.

Научная статья
УДК 629.735

РАЗВИТИЕ СХЕМ ГОСУДАРСТВЕННО-ЧАСТНОГО ПАРТНЁРСТВА КАК ОСНОВНОГО МЕХАНИЗМА ПРИВЛЕЧЕНИЯ ИНВЕСТИЦИЙ В АЭРОПОРТЫ

А. А. ФРИДЛЯНД¹, Р. Р. НИЗАМЕТДИНОВ¹, А. А. ГОРЯШКО²

¹ Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

² Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. В статье рассматриваются проблемы гражданской авиации России в условиях внешних санкционных ограничений и структурного изменения рынка воздушных перевозок. Анализируется динамика себестоимости авиаперевозок в 2017–2025 гг., выделяются ключевые факторы её роста: удорожание технического обслуживания и ремонта воздушных судов (ВС), ограничение доступа к запчастям, сокращение средней протяжённости рейсов. Особое внимание уделяется механизмам государственно-частного партнёрства (ГЧП) как инструментам снижения финансовой нагрузки на авиапредприятия. Рассмотрены основные схемы финансирования ГЧП-проектов: классическая концессионная модель, модель «плата за доступность», а также основные нормативно-правовые акты, регулирующие данную сферу. Показано, что учёт инвестиционной составляющей при формировании тарифной базы аэропортов и использование целевых инфраструктурных сборов создают условия для обеспечения поэтапного формирования источников капитальных вложений в аэропорты за счёт операционной деятельности. Сделан вывод о том, что развитие схем ГЧП способствует снижению стоимости заёмного капитала, стабилизации расходов авиакомпаний и повышению устойчивости отрасли при высоких потребностях в капитальных вложениях в долгосрочной перспективе.

Ключевые слова: гражданская авиация, себестоимость авиаперевозок, государственно-частное партнёрство, концессионная модель, аэропортовая инфраструктура, тарифное регулирование, инвестиционная составляющая, инфраструктурный сбор, санкционные ограничения, финансирование проектов, транспортно-технологические системы страны

Для цитирования: Фридлянд А. А., Низаметдинов Р. Р., Горяшко А. А. Развитие схем государственно-частного партнёрства как основного механизма привлечения инвестиций в аэропорты // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2026. № 55. С. 134–144.

Original article

DEVELOPMENT OF PUBLIC-PRIVATE PARTNERSHIP SCHEMES AS THE MAIN MECHANISM FOR ATTRACTING INVESTMENTS IN AIRPORTS

A. A. FRIDLYAND¹, R. R. NIZAMETDINOV¹, A. A. GORYASHKO²

¹ The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia

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

Abstract. The article discusses the problems of Russia's civil aviation in the context of external sanctions restrictions and structural changes in the air transportation market. It analyzes the dynamics of the cost of

air transportation in 2017–2025 and identifies key factors contributing to its increase, such as an increase in the cost of aircraft maintenance and repair, restriction of access to spare parts, reduction in the average flight length. Special attention is given to public-private partnership mechanisms as a tool for reducing the financial burden on aviation enterprises. The main financing schemes for public-private partnership projects: classic concession model, fee-for-availability model, as well as the main regulatory legal acts, governing this area. It is shown that the consideration of the investment component in the formation of the tariff base of airports and the use of targeted infrastructure fees create conditions for ensuring the gradual formation of sources of capital investments in airports through operational activities. It is concluded that the development of public-private partnership schemes contributes to reducing the cost of borrowed capital, stabilizing the expenses of airlines and increasing the sustainability of the industry with high needs for capital investments in the long term.

Keywords: civil aviation, cost of air transportation, public-private partnership, concession model, airport infrastructure, tariff regulation, investment component, infrastructure fee, sanctions restrictions, project financing, transport-technological systems of the country

For citation: Fridlyand A. A., Nizametdinov R. R., Goryashko A. A. Development of public-private partnership schemes as the main mechanism for attracting investments in airports. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2026, no. 55, pp. 134–144. (In Russ.)

Введение

Гражданская авиация (ГА) Российской Федерации в 2025 году функционировала в условиях внешнеэкономических ограничений и санкций, нарастающего дефицита мощностей и нестабильной динамики спроса. Несмотря на сохраняющееся санкционное давление и ограниченный доступ к международной авиационной инфраструктуре, отрасль в целом сохраняет способность к функционированию и адаптации к новым экономическим реалиям. Совокупный пассажиропоток российских авиакомпаний в 2025 году составил около 108,9 млн человек, что на 2,5 % ниже аналогичного показателя 2024 года. Структурные изменения спроса сопровождаются перераспределением пассажиропотоков – снижением доли рейсов, проходящих через Москву в структуре общего пассажиропотока, увеличением числа прямых рейсов из регионов в зоны развивающегося туризма и отдыха и повышением интенсивности эксплуатации воздушных судов (ВС).

Наблюдаемое умеренное снижение объёма перевозок обусловлено, прежде всего, нарастающим дефицитом авиапарка: коэффициент занятости пассажирских кресел достиг почти 90 %, что указывает на высокую загрузку существующего парка ВС при практически ограниченных возможностях его расширения. Вследствие сокращения объёмов перевозок на внутренних воздушных линиях (ВВЛ), которые в последние годы формируют основу отраслевого рынка, доля ВВЛ составила около 75 % от общего пассажиропотока. В абсолютном выражении объём внутренних перевозок снизился примерно до 81,5 млн пассажиров или на 3,8 %, тогда как объём перевозок на международных воздушных линиях (МВЛ) вырос до 27,4 млн пассажиров или на 1,6 % [1].

Государственные меры поддержки¹, в т. ч. субсидирование региональных маршрутов, способствовали определённому повышению транспортной доступности внутри страны [2]. Одновременно наблюдается умеренный рост числа полётов на МВЛ, прежде всего за счёт расширения списка маршрутов и интенсивности полётов в дружественные страны.

¹ Государственная программа Российской Федерации «Развитие транспортной системы», утверждена постановлением Правительства Российской Федерации от 20 декабря 2017 года № 1596 [Электронный ресурс]. <http://government.ru/docs/all/114911/> (дата обращения 04.05.2026).

Целями настоящей работы являются анализ механизмов реализации и перспектив развития государственно-частного партнёрства (ГЧП) в авиатранспортной отрасли, оценка положительного эффекта от внедрения механизмов многоканального финансирования отрасли в долгосрочной перспективе.

Экономика российских авиакомпаний и рост себестоимости перевозок

Экономические показатели деятельности российских авиакомпаний в 2017–2025 гг. характеризуются противоречивой динамикой: при положительной динамике операционной прибыли (убытка) в 2019–2024 гг. (рис. 1) наблюдается интенсивное увеличение удельной себестоимости воздушных перевозок (особенно с 2020 г., по данным отраслевых форм госстатотчётности 67-ГА², рис. 2).



Рис. 1. Динамика операционной прибыли (убытка) от транспортной работы авиапредприятий ГА РФ



Рис. 2. Динамика удельной себестоимости аэропортового обслуживания российских авиакомпаний

В период 2017–2019 гг. отрасль развивалась в условиях роста пассажиропотока и расширения маршрутной сети (рис. 3). Увеличение объёмов перевозок сопровождалось оптимизацией расходов на единицу транспортной работы. В этот период росли грузооборот и пассажирооборот, а также загрузка ВС, что способствовало относительно стабильной себестоимости единицы перевозочной работы.

² Отраслевая форма госстатотчётности 67-ГА (фин) «Отчёт о финансовой деятельности авиапредприятий и организаций воздушного транспорта», утверждённая Приказом Федеральной авиационной службы России от 26 мая 1997 г. № 99.



Рис. 3. Динамика пассажиропотока ГА РФ в 2017–2025 гг. (млн пасс.)

После 2020 года (в особенности позднее, в процессе выхода из ограничений, вызванных новой коронавирусной инфекцией), а также после 2022 года (в период усиления санкционного давления) ситуация существенно изменилась, отрасль столкнулась с внешними ограничениями. Ключевым структурным изменением стало резкое сокращение перевозок на МВЛ, которые традиционно обеспечивали более высокую дальность полёта и, как следствие, более низкую себестоимость на тонно-километр (по данным отраслевых форм госстатотчётности 33-ГА³). Сравнение средней дальности по годам (рис. 4) показывает резкое существенное сокращение дальности полётов российских авиакомпаний, что привело к росту удельных затрат авиаперевозчиков: при фиксированных начально-конечных издержках (взлётно-посадочные операции, обслуживание в аэропортах) объём транспортной работы сократился.



Рис. 4. Динамика изменения средней дальности перевозок российских авиакомпаний

Дополнительным фактором увеличения себестоимости авиаперевозок для российских авиакомпаний стало ограничение провозных мощностей, вызванное старением эксплуатируемого флота, сложностью его обслуживания и дефицитом запасных частей. По мере истощения доступного парка ВС авиакомпании были вынуждены эксплуатировать существующие самолёты с высокой интенсивностью, что увеличило расходы на техническое обслуживание и ремонт (ТОиР) ВС.

³ Отраслевая форма госстатотчётности 33-ГА «Сведения о работе воздушных судов», утверждённая постановлением Росстата от 18.07.2007 № 57.

Ограничения в доступе к оригинальным комплектующим и сервисной инфраструктуре привели к удорожанию поддержания лётной годности (ПЛГ) парка ВС ГА РФ [3, 4].

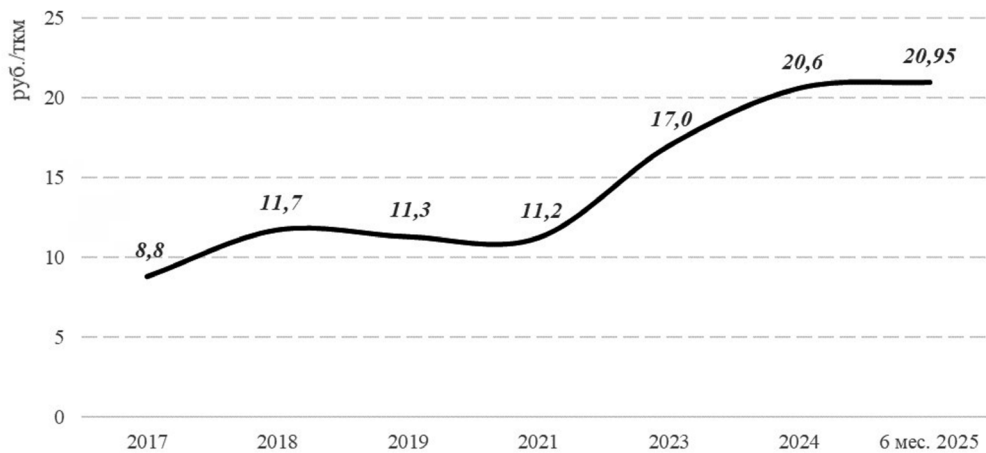


Рис. 5. Удельные затраты на горюче-смазочные материалы на ВВЛ+МВЛ в ГА РФ (руб./ткм)

Таким образом, ключевыми драйверами роста себестоимости в 2017–2025 гг. выступали следующие факторы:

- изменение структуры маршрутной сети. Сокращение полётов на МВЛ и переориентация на ВВЛ привели к снижению средней дальности рейсов (рис. 4), что в свою очередь привело к увеличению затрат в расчёте на единицу транспортной работы. Увеличился удельный вес полётов из региональных центров, минуя Москву (в основном, в направлении центров развития туризма и отдыха);

- топливный фактор. Авиационное топливо занимает значительное место в удельном весе затрат авиакомпаний. Колебания мировых цен, а также изменение логистики поставок топлива в 2022 году, способствовали росту издержек (рис. 5);

- рост затрат на ПЛГ и ТОиР ВС. Ограниченный доступ к оригинальным запчастям и сервисному обслуживанию ВС, а также применение альтернативных схем обслуживания и доставки запчастей привело к удорожанию эксплуатации ВС (рис. 6).

Увеличение средней стоимости перевозки в 2023–2024 гг. было обусловлено влиянием всех вышеперечисленных факторов (рис. 7).

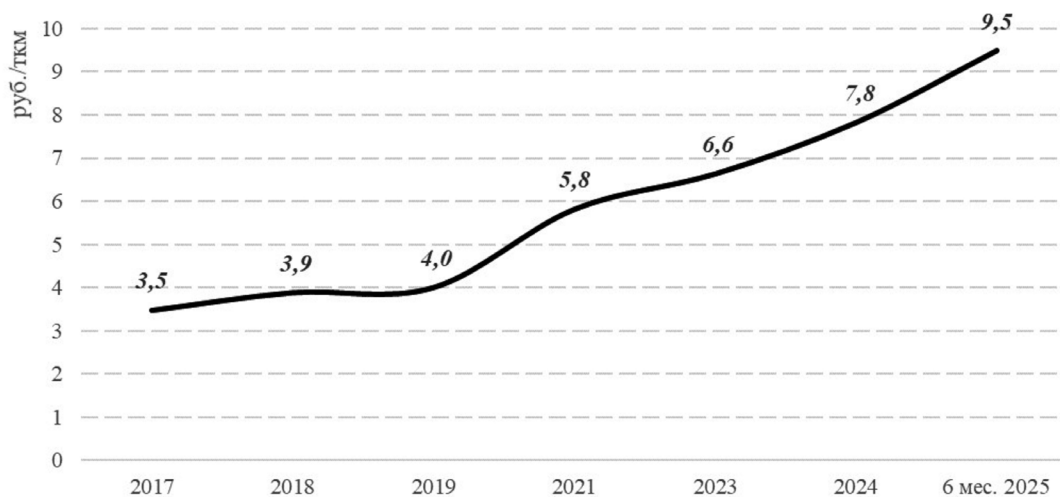


Рис. 6. Удельные затраты на ПЛГ и ТОиР ВС на ВВЛ+МВЛ в ГА РФ (руб./ткм)

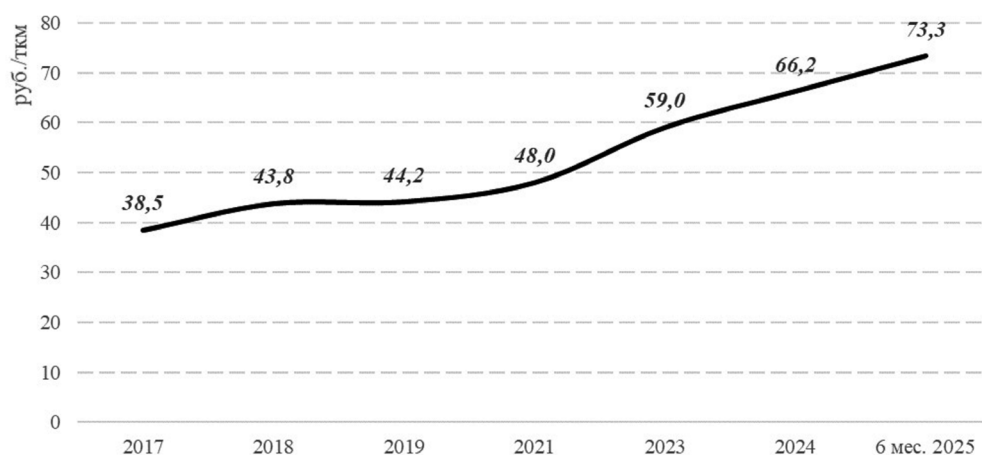


Рис. 7. Стоимость авиаперевозки на ВВЛ+МВЛ в ГА РФ (руб./ткм)

Таким образом, рост себестоимости авиаперевозок в ГА России в расчёте на тонно-километр в 2017–2025 гг. носит в значительной мере структурный характер и обусловлен совокупностью указанных выше факторов. При этом из-за удорожания ресурсов для перевозчиков увеличение их выручки не приводит к пропорциональному росту прибыли, что снижает потенциал роста рентабельности и усиливает зависимость отрасли ГА России от государственной поддержки.

Меры по снижению темпов роста себестоимости авиаперевозок

В условиях устойчивого роста издержек и инфляционного давления российские авиакомпании реализуют совокупность управленческих решений, ориентированных на ограничение темпов роста себестоимости перевозок.

Одним из ключевых направлений является оптимизация маршрутной сети и управление провозными ёмкостями. Авиакомпании перераспределяют частоту рейсов, концентрируясь на наиболее рентабельных направлениях. Это позволяет частично компенсировать рост удельных затрат за счёт более эффективного распределения постоянных издержек. Использование аналитических систем прогнозирования спроса и динамического ценообразования способствует увеличению выручки на единицу перевозочной работы.

Отдельное внимание уделяется оптимизации затрат на ТОиР и ПЛГ ВС. В условиях ограниченного доступа к цепочкам поставок запчастей для ВС иностранного производства авиакомпании развивают собственное техническое обслуживание, замещают импортные комплектующие отечественными аналогами и переходят к альтернативным схемам ТОиР ВС и поставок запчастей, однако это приводит к удорожанию эксплуатации иностранных ВС.

Также одним из ключевых инструментов, приобретающим особую значимость в современных условиях, выступает развитие механизмов ГЧП. Применение соответствующих схем позволяет авиапредприятиям привлекать долгосрочное финансирование на более выгодных условиях по сравнению с классическими рыночными заимствованиями, стоимость которых существенно возросла в условиях высокой процентной ставки.

В рамках ГЧП реализуются проекты по развитию аэропортовой инфраструктуры, обновлению парка ВС, а также созданию центров ТОиР ВС. Участие государства в таких проектах снижает финансовые риски для частных инвесторов и обеспечивает доступ к более дешёвым кредитным ресурсам.

Более доступное финансирование позволяет уменьшить воздействие инфляционных факторов и высоких процентных ставок на себестоимость воздушных перевозок, особенно в части амортизационных и финансовых издержек.

Анализ современных подходов к выбору моделей ГЧП в авиационной отрасли показывает, что эффективность проектов во многом зависит от правильного определения формы партнёрства с учётом отраслевой специфики [5, 6]. Применение механизмов ГЧП позволяет не только привлекать внебюджетные источники финансирования, но и повышать качество управления аэропортовой инфраструктурой [7].

Схемы финансирования проектов государственно-частного партнёрства в авиатранспортной отрасли

Финансирование проектов ГЧП в авиатранспортной отрасли (в т. ч. в сегменте аэропортовой инфраструктуры и сервисных мощностей) осуществляется с использованием нескольких базовых схем.

1. Классическая концессионная модель является наиболее распространённой схемой концессионного соглашения, при которой частная сторона принимает на себя обязательства по финансированию, созданию (либо модернизации) и последующей эксплуатации инфраструктурного объекта при сохранении права государственной собственности на него. Государство принимает на себя обязательства по частичному финансированию проекта, снижая тем самым финансовую нагрузку на частного инвестора.

Возврат инвестиций обеспечивается за счёт:

- пользовательских платежей (повышенные аэропортовые сборы, тарифы в течение оговариваемого периода);
- бюджетных выплат (например, предоставление капитальных грантов).

Данная модель позволяет снизить риски частного инвестора, поскольку в проект вовлекаются средства государственного инвестора. При этом применяется специализированный механизм государственного регулирования тарифов на услуги субъектов естественных монополий в соответствии с положениями приказа ФСТ от 31.10.2014 г. № 238-т/2⁴. Таким образом, данный нормативно-правовой акт допускает учёт привлечения государственных инвестиций в дополнение к частным капитальным вложениям за счёт операционной деятельности аэропорта.

2. Концессионная модель, обеспечивающая «плату за доступность». В рамках данной схемы частный партнёр финансирует создание объектов инфраструктуры, а государство гарантирует возврат инвестиций путём регулярных платежей при условии соблюдения параметров качества и доступности созданных объектов. Такая модель особенно актуальна для проектов с высокой социальной значимостью, но ограниченной коммерческой отдачей (например, региональные аэропорты).

Существенное значение для развития механизмов финансирования авиационной инфраструктуры имеют нормы, введённые постановлением Правительства Российской Федерации от 28.11.2025 № 1950⁵ (далее Постановление 1950).

Согласно данному нормативному акту, вводится механизм целевого сбора на строительство и реконструкцию объектов авиационной инфраструктуры. Механизм действия данного инструмента заключается в следующем:

- формируется дополнительный источник возврата инвестиций в инфраструктурные проекты;

⁴ Приказ ФСТ России от 31.10.2014 № 238-т/2 «Об утверждении Методических указаний по вопросу государственного регулирования сборов и тарифов на услуги субъектов естественных монополий в аэропортах».

⁵ Постановление Правительства РФ от 28.11.2025 № 1950 «Об утверждении Правил определения и формирования размера сбора на строительство и (или) реконструкцию объектов инфраструктуры воздушного транспорта, его взимания, аккумулирования и использования внутри группы аэропортов, Правил определения групп аэропортов, в которых сбор на строительство и (или) реконструкцию объектов инфраструктуры воздушного транспорта подлежит взиманию и использованию, и перечня объектов инфраструктуры воздушного транспорта, в отношении которых осуществляется использование сбора на строительство и (или) реконструкцию объектов инфраструктуры воздушного транспорта».

- обеспечивается привязка платежей пользователей (авиакомпаний и пассажиров) к финансированию капитальных вложений;

- создаются условия для снижения инвестиционных рисков частного партнёра.

Фактически данный механизм дополняет классические схемы ГЧП, формируя гибридную модель финансирования, при которой:

- часть затрат покрывается за счёт частного капитала;

- часть затрат покрывается за счёт бюджетной поддержки;

- часть затрат покрывается за счёт инфраструктурных сборов, встроенных в тарифную систему отрасли.

Включение механизмов, предусмотренных Постановлением 1950, в систему ГЧП-проектов имеет важное значение с точки зрения снижения себестоимости авиаперевозок, так как происходит:

- снижение стоимости заёмного капитала: наличие гарантированных источников возврата инвестиций (в т. ч. инфраструктурных сборов) повышает кредитное качество проектов, что позволяет привлекать финансирование по более низким ставкам;

- распределение затрат во времени: значимая часть финансовой нагрузки на проект переносится с этапа капитальных вложений на этап эксплуатации, что снижает текущие издержки инвесторов;

- снижение волатильности расходов: фиксированные или регулируемые сборы позволяют инвесторам более точно планировать затраты, что особенно важно в условиях инфляционной нестабильности.

Преимущества схемы ГЧП как механизма реализации крупных инфраструктурных проектов по сравнению с традиционной формой инвестирования в объекты государственной и корпоративной собственности представлены в табл. 1.

Табл.1. Системные преимущества концессионных схем перед традиционной формой обеспечения инвестиций в аэропорты

Критерий сравнения	ГЧП (концессия)	Традиционная эксплуатация аэропорта оператором
Основные источники финансирования	Частные инвестиции, бюджетные субсидии (гранты), долгосрочные кредиты, а также доходы будущих периодов от эксплуатации	Бюджетные средства, собственные доходы аэропорта, краткосрочные/среднесрочные банковские кредиты
Скорость и эффективность модернизации	Высокая: инвестор заинтересован в скорейшем вводе объекта в эксплуатацию для получения доходов. Пример: аэропорт в Новом Уренгое был построен за 2 года	Низкая. Ограничена бюджетными возможностями и необходимостью длительных административных согласований
Распределение рисков	Гибкое – между государством и инвестором, что снижает общую финансовую нагрузку. Государство предоставляет гарантии и обеспечивает стабильную нормативную базу	Основные риски возложены на государство, что влечёт бюджетный дефицит, удорожание проектов, снижение эффективности управления
Долгосрочное планирование и тарифы	Прогнозируемые тарифы на длительный срок закреплены в соглашении ГЧП, что даёт пассажирам и авиакомпаниям определённость	Тарифы часто привязаны к текущим расходам и могут быть волатильными

Типовые примеры действующих ГЧП-проектов в аэропортовом секторе России

Санкт-Петербург. Проект реконструкции аэропорта «Пулково» стал первым в России примером ГЧП, который был реализован без привлечения бюджетных средств – финансирование было обеспечено за счёт частных инвестиций и средств ВЭБ РФ. На сегодняшний день площадь нового терминала в 2,5 раза превышает площадь действовавшего комплекса, а пропускная способность аэропорта была существенно увеличена.

Ямало-Ненецкий автономный округ (ЯНАО). Аэропорт «Новый Уренгой» – первый в России концессионный проект по развитию всей авиационной инфраструктуры, реализованный в рекордно короткие сроки. Устаревшее здание аэропорта, построенное в 1993 году, было полностью модернизировано за два года: возведён современный терминал площадью 19 тыс. кв. м, способный обслуживать 840 пассажиров в час (до модернизации – 300 пассажиров в час).

Арктика и Дальний Восток. Шесть аэропортов в крупных городах: Магадан, Улан-Удэ, Чита, Мурманск, Владивосток и Нарьян-Мар будут модернизированы на основе механизмов ГЧП, так как эти аэропорты являются коммерчески привлекательными для частного капитала. Для остальных аэропортов региона с недостаточным пассажиропотоком будет сохранено прямое государственное финансирование.

Федеральный проект «Развитие опорной сети аэродромов». В рамках этой масштабной государственной программы механизмы ГЧП впервые включены в федеральный проект, в котором ранее традиционно доминировало прямое бюджетное финансирование. На сегодняшний день подписаны 3 концессионных соглашения с частными инвесторами, при этом ВЭБ РФ выступает стратегическим консультантом по трём крупным проектам «Новапорт Холдинг» в аэропортах Читы, Кемерово и Ставрополя.

Концессионный механизм зарекомендовал себя как эффективный инструмент модернизации аэропортовой сети России, что подтверждается как зарубежным опытом, так и успешной реализацией проекта реконструкции аэропорта Пулково [8, 9]. При этом вопросы государственного управления ГЧП-проектами в аэропортовой сфере требуют дальнейшего совершенствования, особенно в части форм государственной поддержки и механизмов распределения рисков между партнёрами.

Заключение

Современные схемы финансирования ГЧП в авиатранспортной отрасли представляют собой многоуровневую систему, сочетающую элементы проектного финансирования, бюджетной поддержки и тарифных механизмов. Введение нормативных инструментов, в т. ч. закреплённых Постановлением 1950 и приказом ФСТ от 31.10.2014 г. № 238-т/2, усиливает устойчивость таких моделей за счёт создания дополнительных источников возврата инвестиций. Это, в свою очередь, способствует снижению стоимости привлекаемого капитала в целом и формирует условия для сдерживания роста себестоимости авиаперевозок в долгосрочной перспективе.

Основные результаты реализации инвестиций при ГЧП для ГА РФ:

- ускоренные модернизация и расширение мощностей за счёт ввода новых терминалов, строительства, реконструкции или ремонта аэродромной инфраструктуры;
- финансовое оздоровление и снижение долговой нагрузки за счёт новых механизмов погашения кредитной нагрузки и внебюджетного финансирования;
- расширение маршрутной сети и частоты полётов (новые направления полётов, рост пассажиропотока, повышение уровня технической оснащённости);
- предсказуемость затрат за счёт сдерживания роста сборов; прозрачности инвестиционной составляющей;
- мультипликативный эффект: каждый рубль бюджетных средств в ГЧП-проектах привлекает дополнительные частные инвестиции. Например, в рамках федерального проекта «Развитие

опорной сети аэродромов» на реконструкцию 28 аэродромов планируется привлечь 124 млрд рублей внебюджетных средств на период до 2030 года;

- импортозамещение и технологический суверенитет: подготовка инфраструктуры под новые типы ВС синхронизирует развитие наземной базы с планами развития авиационной промышленности;

- повышение транспортной доступности регионов: модернизация аэропортов в труднодоступных регионах Дальнего Востока и Арктики улучшает связность территорий и качество жизни населения.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Conflict of interest. The Authors declare no conflict of interest.

Список источников

1. Итоги работы гражданской авиации Российской Федерации в 2025 году [Электронный ресурс]. <https://favt.gov.ru/novosti-novosti/?id=18011> (дата обращения: 04.05.2026).
2. Фридлянд А. А., Низаметдинов Р. Р., Горбунов В. П. Прогнозы развития структуры и состава самолётного парка и пассажирских перевозок по сети авиалиний отечественной гражданской авиации // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 48. С. 115–125.
3. Фридлянд А. А., Низаметдинов Р. Р. Долговременные тенденции изменения структуры и эффективности использования парка воздушных судов российских авиапредприятий // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 47. С. 119–127.
4. Артамонов А. Г. Мировая практика использования концессий и других форм государственно-частного партнёрства для развития аэропортовой инфраструктуры // Недвижимость и инвестиции. Правовое регулирование. 2006. № 1-2. С. 26–27. URL: https://dpr.ru/journal/journal_27_11.htm (дата обращения: 04.05.2026).
5. Немчинов О. А. Совершенствование государственного управления проектами государственно-частного партнёрства (на примере развития аэропортовой инфраструктуры) // Транспортный бизнес и логистика: актуальные аспекты развития: Сборник тезисов II Всероссийской научно-практической конференции. 15–17 февраля 2021 г. Самара: Изд-во Самарского университета, 2021. С. 36–38.
6. Комарова В. В., Милая А. В. Государственно-частное партнёрство и привлечение инвестиций в инфраструктуру воздушного транспорта // Экономика и управление. 2011. № 3(65). С. 59–63.
7. Симонян Т. В., Кравцов С. В. Зарубежный и отечественный опыт создания проектов государственно-частного партнёрства в авиационной отрасли // KANT. 2020. № 4(37). С. 201–205.
8. Еремин В. Л., Крамаренко А. В. Концессионный механизм как эффективное средство модернизации аэропортовой инфраструктуры // ЭТАП: экономическая теория, анализ, практика. 2010. № 4. С. 106–116.

References

1. Results of the Russian Federation Civil Aviation in 2025 [Electronic resource]. <https://favt.gov.ru/novosti-novosti/?id=18011> (accessed: 04.05.2026). (In Russ.)
2. Fridlyand A. A., Nizametdinov R. R., Gorbunov V. P. Forecasts of the development of the structure and composition of the aircraft fleet and passenger transportation on the domestic civil aviation network. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no. 48, pp. 115–125. (In Russ.)
3. Fridlyand A. A., Nizametdinov R. R. Long-Term trends in changes in the structure and efficiency of the aircraft fleet of Russian airline enterprises. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no. 47, pp. 119–127. (In Russ.)

4. Artamonov A. G. The world practice of using concessions and other forms of public-private partnership for the development of airport infrastructure. *Real Estate and Investments. Legal regulation*, 2006, no. 1-2, pp. 26–27, available at: https://dpr.ru/journal/journal_27_11.htm (accessed 04.05.2026). (In Russ.)
5. Nemchinova O. A. Improving public management of public-private partnership projects (on the example of airport infrastructure development). *Transport business and logistics: current aspects of development: Collection of technical papers II All-Russian Scientific-practical conference*. February 15–17, 2021. Samara University Publ., 2021, pp. 36–38. (In Russ.)
6. Komarova V. V., Milaya A. V. Public-private partnership and attraction of investments in air transport infrastructure. *Economics and Management*, 2011, no. 3(65), pp. 59–63. (In Russ.)
7. Simonyan T. V., Kravtsov S. V. Foreign and domestic experience in creating public-private partnership projects in the aviation industry. *KANT*, 2020, pp. 201–205. (In Russ.)
8. Eremin V. L., Kramarenko A. V. The concession mechanism as an effective means of modernizing airport infrastructure. *STAGE: economic theory, analysis, practice*, 2010, no. 4, pp. 106–116. (In Russ.)

Информация об авторах

Фридлянд Александр Абрамович, доктор экономических наук, кандидат технических наук, профессор, директор Научного центра, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, info@aeroprogress.ru

Низаметдинов Руслан Равилович, начальник отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, Ruslan994@mail.ru

Горяшко Андрей Алексеевич, кандидат технических наук, заведующий кафедрой, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия, a.goryashko@mstuca.ru

Authors information

Fridlyand Alexander A., Doctor of Sciences (Economics), Candidate of Sciences (Engineering), Professor, Director of The Scientific Center, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, info@aeroprogress.ru

Nizametdinov Ruslan R., Head of Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, Ruslan994@mail.ru

Goryashko Andrey A., Candidate of Sciences (Engineering), Head of Department, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, a.goryashko@mstuca.ru

Статья поступила в редакцию 17.06.2026; одобрена после рецензирования 31.07.2026; принята к публикации 24.08.2026.

The article was submitted 17.06.2026; approved after reviewing 31.07.2026; accepted for publication 24.08.2026.

Обзорная статья
УДК 629.7.05

ОБЗОР АППАРАТНЫХ И ПРОГРАММНЫХ КОМПЛЕКСОВ АВТОНОМНОГО ВЗЛЁТА И ПОСАДКИ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НА ПОДВИЖНЫЕ ПЛАТФОРМЫ

Е. С. КРАСНОВ

Российский университет транспорта (МИИТ), Москва, Россия

Аннотация. В статье проведена систематизация технических решений, применяемых для обеспечения автоматического взлёта и посадки беспилотных летательных аппаратов в условиях подвижной посадочной платформы. Рассмотрены основные сценарии посадки, включая посадки на неподготовленные площадки, стационарные посадочные платформы с маркерной разметкой и подвижные объекты, в том числе на маломерные автономные суда. Выполнена классификация методов терминального наведения и управления, включая подходы на основе компьютерного зрения, предиктивного и робастного управления. Проанализированы методы позиционирования, основанные на использовании визуальных, инерциальных и радиотехнических средств. Рассмотрены алгоритмы слияния данных, обеспечивающие повышение точности оценки состояния беспилотного летательного аппарата и устойчивости работы системы автоматического взлёта и посадки в условиях неопределённости и ограниченной наблюдаемости. Показано, что существующие решения обладают ограничениями при работе в динамически изменяющейся среде. Ключевыми факторами являются влияние внешних возмущений, неопределённость движения подвижной платформы, задержки обработки информации и деградация качества визуальных наблюдений. Установлено, что применение отдельных методов в изолированном виде не обеспечивает требуемых характеристик точности и устойчивости посадки. Сформулированы требования к перспективным системам автоматической посадки, включающие интеграцию методов прогнозирования движения, адаптивного управления и многосенсорного слияния данных. Полученные результаты могут быть использованы при разработке интеллектуальных транспортных систем маломерных автономных судов и создании высокоточных систем посадки беспилотных летательных аппаратов на подвижные платформы.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, автоматическая посадка, подвижная платформа, визуальная навигация, слияние данных, предиктивное управление, техническое зрение, интеллектуальные транспортные системы

Для цитирования: Краснов Е. С. Обзор аппаратных и программных комплексов автономного взлёта и посадки беспилотных летательных аппаратов на подвижные платформы // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2026. № 55. С. 145–157.

Review article

REVIEW OF HARDWARE AND SOFTWARE SYSTEMS FOR AUTONOMOUS TAKEOFF AND LANDING OF UNMANNED AERIAL VEHICLES ON MOBILE PLATFORMS

E. S. KRASNOV

Abstract. The article systematizes technical solutions used to ensure automatic takeoff and landing of unmanned aerial vehicles in the conditions of a mobile landing platform. The main landing scenarios are considered, including unprepared sites, stationary landing platforms with marker markings, and moving objects, including small autonomous vessels. A classification of terminal guidance and control methods is provided, including approaches based on computer vision, predictive and robust control. Positioning methods based on the use of visual, inertial, and radio-technical means are analyzed. Data fusion algorithms are considered that ensure increased accuracy of unmanned aerial vehicle state assessment and the stability of the automatic takeoff and landing system under conditions of uncertainty and limited observability. It is shown that existing solutions have limitations when operating in a dynamically changing environment. Key factors include the influence of external disturbances, uncertainty in the motion of the mobile platform, information processing delays, and the degradation of the quality of visual observations. It has been established that the use of individual methods in isolation does not provide the required landing accuracy and stability. Requirements for advanced automatic landing systems have been formulated, including the integration of motion prediction methods, adaptive control, and multisensor data fusion. The results obtained can be used in the development of intelligent transport systems for small autonomous vessels and the creation of high-precision landing systems for unmanned aerial vehicles on mobile platforms.

Keywords: unmanned aerial vehicle, autonomous landing, mobile platform, visual navigation, data fusion, predictive control, computer vision, intelligent transport systems

For citation: Krasnov E. S. Review of hardware and software systems for autonomous takeoff and landing of unmanned aerial vehicles on mobile platforms. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2026, no. 55, pp. 145–157. (In Russ.)

Введение

В течение последнего десятилетия наблюдается интенсивное развитие беспилотных авиационных систем, обусловленное расширением областей их применения. Вопросам автономного функционирования беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) и методам автоматического взлёта и посадки посвящено большое количество теоретических и прикладных исследований.

Одной из ключевых задач обеспечения автономного функционирования БПЛА является автоматизация процессов взлёта и посадки, причём этап посадки характеризуется наибольшей сложностью, что подтверждается исследованиями в области визуальной посадки и обнаружения посадочных зон [1]. Несмотря на значительное количество исследований, задача посадки на подвижные платформы в условиях неопределённости и внешних возмущений остаётся недостаточно проработанной. Существующие решения имеют ограниченную устойчивость функционирования в динамически изменяющейся среде, что обусловлено влиянием внешних возмущений, зашумлённостью измерений и задержками в контуре управления. Это усложняет задачу посадки на подвижные платформы, включая транспортные средства и маломерные суда, где необходимо учитывать динамику платформы и неопределённость её движения [2].

Для решения задачи автоматической посадки БПЛА широко применяются визуальные, инерциальные и радиотехнические методы позиционирования, а также алгоритмы слияния данных [3].

Целями работы являются анализ методов автономного взлёта и посадки БПЛА, классификация подходов и выявление ограничений их применения при посадке на подвижные платформы.

Классификация сценариев взлёта и посадки БПЛА

Сценарии взлёта и посадки БПЛА различаются по степени подготовленности площадки и динамике среды. Выделяются посадки на неподготовленные и подготовленные поверхности, док-станции и подвижные платформы [4].

Посадка на неподготовленные поверхности.

Посадка на неподготовленные поверхности не требует специализированной инфраструктуры и выполняется на основе анализа подстилающей поверхности. Однако данный сценарий характеризуется высокой неопределённостью, связанной с наличием препятствий и ограниченной точностью выбора безопасной зоны посадки [5, 6].

Посадка на подготовленные площадки.

В данном сценарии посадочная зона оснащается визуальными и/или радиотехническими ориентирами (маркерами), что позволяет повысить точность определения относительного положения БПЛА и обеспечить устойчивое наведение на посадочную площадку [7]. Использование маркерных систем способствует увеличению дальности обнаружения и снижению разброса ошибок в момент касания посадочной площадки для БПЛА.

Посадка в док-станции.

Посадка в док-станции рассматривается как усложнённый вариант посадки на подготовленную площадку, дополненный средствами фиксации, направляющими конструкциями и элементами автоматического обслуживания БПЛА (зарядка, обмен данными, защита). В отличие от обычных посадочных площадок, в данном случае посадка является частью технологического цикла, включающего точное позиционирование и ориентацию аппарата [8].

Следует отметить, что применение механических направляющих и компенсаторов позволяет снизить требования к точности наведения. Вместе с тем усложняется инфраструктура системы автоматической посадки БПЛА и возрастают требования к её надёжному функционированию в условиях внешних воздействий.

Посадка на подвижные платформы.

Наиболее сложным сценарием является посадка на подвижные платформы, включая транспортные средства, роботизированные комплексы и маломерные суда, что обусловлено тем, что задача наведения осложняется необходимостью учёта движения платформы, включая её линейные и угловые скорости, а также воздействия внешней среды (ветер, качка, вибрации) [9].

Ключевыми требованиями при этом сценарии являются оценка относительного движения системы «БПЛА – платформа», высокая частота обновления навигационной информации, прогнозирование движения платформы, согласование скоростей и ориентации в момент касания.

Дополнительные сложности возникают для подвижных платформ, расположенных на водных объектах, где возможны блики, аэрозоль, периодические окклюзии при ограниченной площади посадочной зоны. Это требует применения гибридных систем позиционирования и робастных (устойчивых к возмущениям) алгоритмов управления.

Для систематизации рассмотренных сценариев в табл. 1 приведено их сравнительное описание.

Табл. 1. Сравнительная характеристика сценариев посадки БПЛА

Сценарий посадки	Преимущества	Недостатки	Требования к системе посадки БПЛА
Неподготовленная поверхность	Отсутствие инфраструктуры, универсальность	Низкая точность, зависимость от условий среды	Эффективные алгоритмы компьютерного зрения

Окончание табл. 1

Сценарий посадки	Преимущества	Недостатки	Требования к системе посадки БПЛА
Подготовленная площадка	Высокая точность, устойчивое обнаружение	Требуется инфраструктура и калибровка	Визуальные или радиотехнические маркеры, синхронизация
Док-станция	Автоматизация обслуживания, высокая повторяемость	Сложность конструкции	Интеграция механики и навигации
Подвижная платформа	Гибкость применения	Высокая сложность, динамическая неопределённость	Прогнозирование, высокая частота управления, слияние данных

Анализ табл. 1 показывает, что по мере усложнения условий посадки возрастает необходимость применения комбинированных методов навигации и управления. Наиболее сложным и наименее проработанным с точки зрения работоспособности остаётся сценарий посадки на подвижные платформы, что определяет актуальность дальнейших исследований в данной области.

Методы терминального наведения и управления

Терминальная фаза взлёта и посадки БПЛА является наиболее критичной по требованиям к точности, устойчивости и быстродействию системы управления. На этом этапе осуществляется переход от глобальной навигации к управлению в относительных координатах с обеспечением согласования движения БПЛА с посадочной площадкой и компенсации внешних возмущений [10].

Методы терминального наведения можно разделить на несколько групп: визуальные методы, предиктивное управление, методы на основе оптического потока и робастные алгоритмы управления.

Визуальные методы наведения.

Визуальные методы играют ключевую роль в задачах автономной посадки БПЛА благодаря высокой информативности и возможности оценки относительного положения посадочной площадки. Наиболее распространены подходы: управление на основе пространственного положения (PBVS¹) и управление на основе изображения (IBVS²). В методах PBVS предварительно оцениваются положение и ориентация посадочной площадки относительно бортовой системы технического зрения БПЛА, после чего формируются управляющие воздействия. В отличие от PBVS, методы IBVS используют ошибки визуальных признаков непосредственно в плоскости изображения. В качестве таких признаков могут выступать координаты центра маркера, размеры его проекции, угловые характеристики или положение характерных точек объекта относительно их требуемого положения в кадре. На основе указанных ошибок алгоритм управления вычисляет управляющие воздействия, обеспечивающие перемещение БПЛА к заданному положению относительно посадочной площадки. Преимуществом методов IBVS является меньшая чувствительность к ошибкам оценки пространственного положения посадочной площадки относительно бортовой камеры БПЛА и неточностям её геометрической модели. Вместе с тем данный подход характеризуется возможностью возникновения нелинейных эффектов и повышенной сложностью настройки алгоритмов управления движением БПЛА [11].

¹ PBVS (Position-Based Visual Servoing) – метод визуального управления, основанный на оценке пространственного положения объекта относительно камеры.

² IBVS (Image-Based Visual Servoing) – метод визуального управления, основанный на использовании признаков изображения непосредственно в контуре управления.

На практике часто применяются комбинированные подходы, позволяющие использовать преимущества обоих методов, особенно в условиях динамически изменяющейся сцены.

Предиктивное управление.

Одним из наиболее эффективных подходов к управлению в условиях неопределённости является предиктивное управление (МРС³). Данный метод позволяет учитывать ограничения на управляющие воздействия, а также текущее состояние системы «БПЛА – посадочная платформа» при формировании управляющих воздействий [12].

При посадке на подвижные платформы методы предиктивного управления позволяют формировать траекторию движения БПЛА с учётом прогнозируемого положения и скорости посадочной платформы. При этом управление реализуется в каскадной структуре: внешний контур формирует траекторию, а внутренний – обеспечивает её точное отслеживание с высокой частотой. Однако эффективное применение данного подхода требует значительных вычислительных ресурсов и наличия адекватной математической модели движения БПЛА и платформы.

Методы на основе оптического потока.

Данный подход отличается низкими требованиями к инфраструктуре и может быть реализован на бортовых вычислителях с ограниченными ресурсами. Однако его применение ограничено требованиями к текстуре поверхности и качеству освещения посадочной площадки, поэтому оптический поток чаще используется как вспомогательный канал стабилизации, дополняющий более точные методы позиционирования.

Робастные методы управления.

В условиях неопределённости параметров движения БПЛА и посадочной платформы, а также воздействия внешних возмущений для повышения устойчивости процесса посадки применяются робастные методы управления. Применение робастных алгоритмов управления позволяет повысить устойчивость системы автоматической посадки путём снижения её чувствительности к ошибкам математической модели движения БПЛА и непредсказуемым изменениям внешней среды, таким как ветровые нагрузки, приземной эффект и колебания платформы. Однако настройка таких алгоритмов является достаточно сложной задачей, а при некорректном выборе параметров возможно возникновение колебательных режимов в контуре управления БПЛА, что приводит к ухудшению точности и устойчивости посадки.

Для сравнительного анализа рассмотренных методов в табл. 2 приведены их основные характеристики.

Табл. 2. Сравнение методов терминального наведения и управления

Метод	Преимущества	Недостатки	Область применения
PBVS	Высокая точность, работа в координатах	Чувствительность к калибровке	Подготовленные площадки
IBVS	Устойчивость к ошибкам оценки пространственного положения посадочной площадки	Нелинейность, сложность настройки	Динамические сцены
MPC	Учёт ограничений, прогнозирование	Высокая вычислительная сложность	Подвижные платформы
Оптический поток	Простота, отсутствие инфраструктуры	Низкая точность	Неподготовленные поверхности
Робастные методы	Устойчивость к возмущениям	Сложность настройки	Сложные динамические условия

³ MPC (Model Predictive Control) – метод предиктивного управления, использующий математическую модель объекта для прогнозирования его поведения и расчёта оптимальных управляющих воздействий с учётом ограничений.

Таким образом, анализ существующих методов терминального наведения показывает, что наибольшей эффективностью в задачах посадки на подвижные платформы обладают комбинированные подходы, объединяющие визуальные методы позиционирования, предиктивное управление и робастные алгоритмы компенсации возмущений.

Следует отметить, что рассмотренные методы управления обладают рядом ограничений при применении в условиях посадки на подвижные платформы. В частности, визуальные методы чувствительны к условиям наблюдаемости и задержкам обработки изображений, предиктивное управление требует наличия адекватной модели движения БПЛА и посадочной платформы, а робастные методы характеризуются сложностью настройки и возможностью возникновения колебательных режимов движения БПЛА.

Методы позиционирования и слияния данных

Обеспечение требуемой точности автономного взлёта и посадки БПЛА невозможно без эффективной подсистемы определения координат, способной функционировать в условиях ограниченной наблюдаемости, помех и динамически изменяющейся среды. В современных навигационно-посадочных системах данная задача решается за счёт комбинирования различных источников измерений.

Спутниковая и инерциальная навигация.

На этапах взлёта и вывода БПЛА в район посадки широко используется комбинация спутниковой навигационной системы (GNSS) и инерциальной навигационной системы (ИНС). Такая интеграция позволяет обеспечить устойчивую оценку положения и скорости БПЛА с метрической точностью, достаточной для навигации в дальнем контуре.

ИНС выполняет интегрирование измерений ускорений и угловых скоростей, обеспечивая непрерывность оценки положения, скорости и ориентации БПЛА [13].

Для повышения точности применяются дифференциальные методы DGPS (Differential GPS) и RTK (Real-Time Kinematic) – технологии повышения точности спутникового позиционирования за счёт дифференциальной коррекции данных, однако их эффективность снижается в условиях многолучевости и затенения спутниковых навигационных сигналов, характерных для городской застройки и палубных конструкций.

В терминальной зоне роль GNSS существенно уменьшается, а основная нагрузка по обеспечению точности переходит к методам относительного позиционирования.

Визуальное позиционирование.

Системы технического зрения играют ключевую роль в обеспечении высокоточного позиционирования БПЛА на заключительном этапе посадки. Наиболее распространённым подходом является использование фидуциальных маркеров – искусственно созданных контрастных изображений с известной геометрией, предназначенных для определения положения и ориентации объекта по данным камеры. На практике широкое распространение получили маркеры семейств ArUco и AprilTag [14].

В задачах посадки часто применяется многоуровневая структура маркеров, при которой крупные элементы обеспечивают обнаружение на больших расстояниях, а мелкие – высокоточную доводку на последних метрах, что позволяет повысить устойчивость системы визуального наведения на посадочную площадку.

Ограничением использования визуальных методов является их чувствительность к бликам и освещённости.

Методы радиотехнического позиционирования.

Радиотехнические средства ближнего действия, а именно системы ультраширокополосной навигации, применяются для дополнительного или резервного канала позиционирования. Эти системы позволяют напрямую измерять расстояния между БПЛА и якорными точками

на посадочной площадке. При использовании большого количества якорей повышается наблюдаемость системы определения относительного положения БПЛА и снижается дисперсия ошибок в позиционировании.

Слияние данных.

Ни один из рассмотренных методов позиционирования не обеспечивает требуемую точность в изолированном виде, особенно в условиях посадки на подвижные платформы. В связи с этим в современных системах широко применяется метод слияния данных (sensor fusion), позволяющий объединять информацию от различных источников измерений [15].

Наиболее распространённым инструментом слияния данных и оценки состояния БПЛА являются фильтр Калмана и его модификации, позволяющие учитывать нелинейную динамику системы «БПЛА – посадочная платформа» и характеристики шумов. В задачах посадки на подвижные платформы используются расширенные модели состояния, включающие параметры движения как БПЛА, так и посадочной платформы.

Альтернативным подходом являются методы оптимизации по окну траектории, основанные на графах факторов (factor graph), в которых оценка положения, скорости и ориентации БПЛА выполняется путём комплексной обработки измерений, поступающих от различных датчиков (камер, инерциальных измерительных устройств, GNSS-приёмников и других сенсоров), на ограниченном временном интервале.

Одной из важных задач при построении алгоритмов слияния данных является учёт задержек и различной частоты обновления измерений параметров БПЛА и платформы. Визуальные данные, как правило, поступают с меньшей частотой и большей задержкой, чем инерциальные и радиотехнические измерения.

Дополнительным фактором, влияющим на устойчивость навигационных решений, являются электромагнитные помехи и внешние воздействия, искажающие показания датчиков; этот фактор требует повышения помехоустойчивости систем позиционирования [16].

Для обобщения характеристик рассмотренных методов позиционирования в табл. 3 приведено их сравнение.

Табл. 3. Сравнение методов позиционирования БПЛА

Метод	Точность	Устойчивость	Ограничения	Роль в системе
GNSS/ИНС	Средняя	Высокая	Потери сигнала, многолуче- вость	Дальний контур
Визуальные методы	Высокая	Средняя	Освещённость, окклюзии	Терминальная зона
UWB	Средняя, высо- кая	Высокая	Инфраструк- тура	Резерв/поддержка
Дальномеры	Высокая	Высокая	Ограниченная область фиксации	Финальная зона
Слияние дан- ных датчиков	Максимальная	Высокая	Сложность реализации	Основной подход

Современные методы визуальной навигации и оценки посадочной зоны.

В последние годы активно развиваются методы визуальной навигации, которые базируются на использовании бортовых оптических камер БПЛА и алгоритмов обработки изображений. Такого рода алгоритмы позволяют оценивать относительное положение БПЛА и анализировать структуру окружающей среды. Подобные подходы зачастую востребованы при посадке на неподготовленные или слабо структурированные поверхности, где отсутствуют выраженные ориентиры.

Одним из ключевых направлений является визуально-инерциальная одометрия или алгоритмы типа VINS-Mono [17]. Они объединяют данные, полученные от камеры и от инерциальных датчиков, обеспечивая устойчивую оценку положения и ориентации БПЛА с учётом кратковременной потери визуальных признаков.

Существует также такое направление, как оценка глубины и реконструкция сцены на основе монокулярных и стереоскопических изображений. Эти методы позволяют сформировать карту окружающего пространства и использовать её при выборе безопасной зоны для посадки.

Задачи обнаружения и оценки пригодности посадочной зоны занимают важное место в процессе посадки, при этом анализируются как геометрические, так и текстурные характеристики поверхности с целью выявления безопасных участков. При этом используются как классические методы, основанные на анализе контуров и уклонов, так и современные подходы с применением методов машинного обучения [18].

Дополнительно применяются системы глубинного зрения, включая камеры глубины, формирующие карту расстояний до объектов, и лидары, позволяющие непосредственно измерять расстояние до поверхности и оценивать её структуру. Их использование повышает устойчивость работы в условиях слабой текстурированности сцены и сложного освещения.

В совокупности развитие указанных методов позволяет перейти от наведения на заранее заданную площадку к задаче автономного выбора места посадки, однако такой переход связан с увеличением вычислительной нагрузки.

Таким образом, анализ методов позиционирования показывает, что наилучшие результаты достигаются при использовании гибридных систем, объединяющих визуальные, инерциальные и радиотехнические данные. При этом ключевыми задачами остаются обеспечение согласованности навигационных и визуальных измерений параметров БПЛА, учёт задержек и разработка адаптивных алгоритмов перераспределения весов источников информации в зависимости от условий наблюдаемости.

Особенности посадки БПЛА на подвижные платформы

Посадка БПЛА на подвижные платформы представляет собой одну из наиболее сложных задач автономного управления, объединяющую в себе проблемы навигации, управления и восприятия в условиях динамически изменяющейся среды, о которых говорилось ранее.

Ключевой особенностью данного сценария является необходимость учёта переменного характера движения посадочной платформы, включая её линейные и угловые перемещения, что требует непрерывной оценки и прогнозирования относительного положения БПЛА и платформы. Это означает, что даже при наличии точной оценки взаимного положения БПЛА и посадочной платформы задержки в контуре управления и обработки измерений могут приводить к существенным ошибкам позиционирования БПЛА в момент касания платформы.

Дополнительную сложность вносит ограниченный размер посадочной зоны, особенно в случае маломерных судов. Это приводит к ужесточению требований к точности позиционирования, согласования скоростей и ориентации БПЛА в момент касания. При этом допустимые отклонения по координатам и углам оказываются существенно меньше, чем для стационарных сценариев.

Значительное влияние на процесс посадки оказывают внешние возмущения. В наземных условиях к ним относятся неровности поверхности и вибрации, в водной среде – качка, рыскание и блики от поверхности воды. Указанные факторы ухудшают качество визуальных измерений и увеличивают неопределённость оценки состояния, что требует применения робастных алгоритмов управления.

В задачах посадки на подвижные платформы особое значение приобретает синхронизация измерений и согласование временных шкал различных подсистем. В реальных системах данные поступают с различной частотой и задержками, что может приводить к рассогласованию оценок.

Для компенсации этих эффектов применяются алгоритмы обработки запаздывающих измерений и прогнозирования состояния на момент формирования управляющего воздействия [19].

Практика разработки систем автоматической посадки БПЛА на подвижные платформы показывает, что наибольшую эффективность демонстрируют гибридные архитектуры, сочетающие несколько каналов позиционирования и управления. Как правило, дальний контур навигации БПЛА реализуется на основе GNSS/ИНС, тогда как в терминальной зоне используются визуальные и радиотехнические методы, объединённые алгоритмами слияния данных.

Отдельного рассмотрения требует этап после касания, связанный с фиксацией БПЛА на платформе. В условиях движения платформы и воздействия внешних факторов (ветер, качка) существует риск смещения аппарата после посадки, что может привести к аварийным ситуациям. В связи с этим в ряде решений применяются механические системы фиксации.

Таким образом, анализ особенностей посадки БПЛА на подвижные платформы показывает, что задача требует комплексного подхода, включающего прогнозирование движения платформы, использование гибридных систем позиционирования, робастное управление, учёт задержек и асинхронности измерений, а также интеграцию механических решений для фиксации после посадки.

Особое внимание вопросам безопасности автономной посадки должно уделяться разработчиками и исследователями систем автоматического взлёта и посадки БПЛА. Современные исследования указывают на необходимость интеграции систем аварийного реагирования и оценки рисков, особенно при эксплуатации БПЛА в городской среде и на подвижных платформах [20]. Это предполагает разработку механизмов безопасного завершения миссии, отказоустойчивых алгоритмов и обеспечение соответствия нормативным требованиям к безопасности БПЛА.

Практическая реализация алгоритмов автономной посадки, как правило, осуществляется с использованием открытой платформы управления полётами PX4⁴ и стандартного протокола обмена телеметрией MAVLink⁵. Верификация разработанных алгоритмов проводится с применением симулятора AirSim⁶, позволяющего воспроизводить различные сценарии посадки, а также робототехнического фреймворка ROS2⁷, обеспечивающего интеграцию сенсорных данных и управление программными модулями.

Указанные положения определяют направления дальнейших исследований и разработки систем автоматического взлёта и посадки БПЛА в составе интеллектуальных транспортных систем.

Заключение

В результате проведённого анализа систематизированы основные методы наведения, позиционирования и управления, применимые к процедурам автоматического взлёта и посадки БПЛА.

⁴ PX4 (Pixhawk Autopilot) – открытая программная платформа (автопилот) для управления БПЛА и другими автономными транспортными средствами, обеспечивающая реализацию алгоритмов навигации, стабилизации, планирования траектории и управления полётом.

⁵ MAVLink (Micro Air Vehicle Link) – облегчённый протокол обмена данными между бортовым автопилотом, наземной станцией управления и внешними вычислительными устройствами, используемый для передачи телеметрической информации, команд управления и параметров полёта БПЛА.

⁶ AirSim – программная среда моделирования (симулятор) с открытым исходным кодом, разработанная компанией Microsoft и предназначенная для тестирования и верификации алгоритмов управления, навигации и автономного функционирования БПЛА и других робототехнических систем в виртуальной среде.

⁷ ROS2 (Robot Operating System 2) – программный фреймворк с открытым исходным кодом для разработки распределённых робототехнических систем, обеспечивающий взаимодействие между программными модулями, обработку данных датчиков, управление исполнительными устройствами и интеграцию алгоритмов автономного управления.

Показано, что существующие сценарии посадки БПЛА можно разделить на несколько классов в зависимости от степени подготовленности посадочной площадки и динамики её движения. При этом по мере усложнения условий эксплуатации возрастает роль методов высокоточного относительного позиционирования и адаптивного управления.

Установлено, что в терминальной фазе посадки распространение получили визуальные методы наведения (PBVS, IBVS), предиктивное управление и робастные алгоритмы компенсации возмущений. Каждый из указанных подходов обладает своими преимуществами и ограничениями, что обуславливает необходимость их комбинированного применения.

Анализ методов позиционирования показал, что ни один из существующих источников навигационной информации (GNSS/ИНС, визуальные системы, радиотехнические средства) не обеспечивает требуемую точность и устойчивость функционирования в условиях посадки на подвижные платформы при использовании в изолированном виде. В связи с этим ключевую роль играют методы слияния данных, позволяющие повысить устойчивость и точность оценки параметров состояния БПЛА.

Таким образом, проведённый анализ позволяет сделать вывод о том, что повышение эффективности систем автоматического взлёта и посадки БПЛА связано с разработкой комплексных решений, основанных на интеграции различных методов позиционирования и управления. В качестве перспективных направлений можно выделить развитие адаптивных алгоритмов слияния данных, методов прогнозирования движения подвижных платформ, а также интеллектуальных систем управления, обеспечивающих устойчивую работу в условиях неопределённости и деградации измерений.

В отличие от ряда существующих обзорных работ, в данной статье предложена систематизация методов автономного взлёта и посадки БПЛА с акцентом на условия эксплуатации на подвижных платформах, включая маломерные автономные суда. Выделены факторы, ограничивающие эффективность существующих решений, в том числе задержки в контуре управления, неопределённость динамики платформы и нестабильность условий наблюдаемости. На этой основе сформулированы требования к перспективным системам, предполагающим интеграцию методов прогнозирования движения, адаптивного управления и слияния данных.

Полученные результаты могут быть использованы при разработке интеллектуальных транспортных систем с применением БПЛА, в том числе в задачах взаимодействия с маломерными автономными судами.

Конфликт интересов. Автор заявляет об отсутствии конфликта интересов.

Conflict of interest. The author declares no conflict of interest.

Список источников

1. Xin L., Tang Z., Gai W., Liu H. Vision-Based Autonomous Landing for the UAV: A Review. *Aerospace*, 2022, vol. 9, no. 11, 634. <https://doi.org/10.3390/aerospace9110634>
2. Baca T., Stepan P., Spurny V., Hert D., Penicka R., Saska M., Thomas J., Loianno G., Kumar V. Autonomous landing on a moving vehicle with an unmanned aerial vehicle. *Journal of Field Robotics*, 2019, vol. 36, no. 5, pp. 874–891. <https://doi.org/10.1002/rob.21858>
3. Ochoa-de-Eribe-Landaberea A., Pujana-Arrese A., Pozueta-Muñoz M., Bahillo A. UWB and IMU-Based UAV's Assistance System for Autonomous Landing on a Platform. *Sensors*, 2022, vol. 22, no. 6, 2347. <https://doi.org/10.3390/s22062347>
4. Elmokadem T., Savkin A. V. Towards fully autonomous UAVs: A Survey, *Sensors*, 2021, vol. 21, no. 18, 6223. <https://doi.org/10.3390/s21186223>
5. Кошкарров А. С., Гулий Д. Д., Барякшева В. П. Алгоритм аварийной посадки беспилотного летательного аппарата мультироторного типа на основе анализа изображения подстилающей поверхности // Труды МАИ. 2023. № 132. 17.

6. Тран В. Т., Корилов А. М. Детектирование посадочной площадки и автоматическая посадка беспилотного летательного аппарата по её изображению // Доклады Томского государственного университета систем управления и радиоэлектроники. 2023. Т. 26. № 2. С. 72–80. <https://doi.org/10.21293/1818-0442-2023-26-2-72-80>
7. Wubben J., Fabra F., Calafate C. T., Krzeszowski T., Marquez-Barja J. M., Cano J.-C., Manzoni P. Accurate landing of unmanned aerial vehicles using ground pattern recognition. *Electronics*, 2019, vol. 8, no. 12, 1532. <https://doi.org/10.3390/electronics8121532>
8. Нгуа Ндонг Авеле Ж. Б., Горяинов В. С. Док-станция для БПЛА: исследование построения автономной взлётно-посадочной платформы для беспилотных летательных аппаратов // Известия Санкт-Петербургского государственного электротехнического университета «ЛЭТИ». 2023. Т. 16. № 9. С. 38–48. <https://doi.org/10.32603/2071-8985-2023-16-9-38-48>
9. Рябинов А. В., Савельев А. И., Аникин Д. А. Моделирование влияния внешних воздействий на процесс автоматизированной посадки БПЛА-квадрокоптера на подвижную платформу с использованием технического зрения // Моделирование и анализ информационных систем. 2023. Т. 30. № 4. С. 366–381. <https://doi.org/10.18255/1818-1015-2023-4-366-381>
10. Lu Q., Ren B.-B., Parameswaran S. Shipboard landing control enabled by an uncertainty and disturbance estimator. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2018, vol. 41, no. 7, pp. 1502–1520. <https://doi.org/10.2514/1.G003073>
11. Lin J., Wang Y., Miao Z., Zhong H., Fierro R. Low-Complexity control for vision-based landing of quadrotor UAV on unknown moving platform. *IEEE Transactions on Industrial Informatics*, 2022, vol. 18, no. 8, pp. 5348–5358. <https://doi.org/10.1109/TII.2021.312>
12. Guo K., Zhang H., Lu M., Chen Y. Autonomous landing of a quadrotor on a moving platform via model predictive control. *Aerospace*, 2022, vol. 9, no. 1, 34. <https://doi.org/10.3390/aerospace9010034>
13. Rehder J., Nikolic J., Schneider T., Hinzmann T., Siegwart R. Extending Kalibr: Calibrating the extrinsics of multiple IMUs and of individual axes. *2016 IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation (ICRA)*. Stockholm, Sweden, IEEE, 2016, pp. 4304–4311. <https://doi.org/10.1109/ICRA.2016.7487628>
14. Трусфус М. В., Абдуллин И. Н. Алгоритм обнаружения маркерных изображений для вертикальной посадки беспилотного летательного аппарата // Труды МАИ. 2021. № 116. 13. <https://doi.org/10.34759/trd-2021-116-13>
15. Zhou Y., Zhang B. Autonomous Landing of UAV in non-cooperative environments based on fusion of monocular and stereo depth estimation. *SAE Technical Paper*, 2024. <https://doi.org/10.4271/2024-01-7019>
16. Zhang Z., Zhou Y., Zhang Y., Qian B. Strong electromagnetic interference and protection in UAVs. *Electronics*, 2024, vol. 13, 393. <https://doi.org/10.3390/electronics13020393>
17. Qin T., Li P., Shen S. VINS-Mono: A Robust and Versatile Monocular Visual-Inertial State Estimator. *IEEE Transactions on Robotics*, 2018, vol. 34, no 4, pp. 1004–1020. <https://doi.org/10.1109/TRO.2018.2853729>
18. Hinzmann T., Stastny T., Cadena C., Siegwart R., Gilitschenski I. Free LSD: Prior-Free visual landing site detection for autonomous planes. *IEEE Robotics and Automation Letters*, 2018, vol. 3, no 3, pp. 2545–2552. <https://doi.org/10.1109/LRA.2018.2809962>
19. IEEE Standard for a Precision Clock Synchronization Protocol for Networked Measurement and Control Systems. In *IEEE Std 1588–2019 (Revision of IEEE Std 1588–2008)*, 2020, pp. 1–499. <https://doi.org/10.1109/IEEESTD.2020.9120376>
20. Farajjilal M., Eslamiat H., Avineni V., Hettel E., Lindsay C. Safety systems for emergency landing of civilian unmanned aerial vehicles (UAVs). A Comprehensive Review. *Drones*, 2025, vol. 9, no. 2, 141. <https://doi.org/10.3390/drones9020141>

References

1. Xin L., Tang Z., Gai W., Liu H. Vision-Based Autonomous Landing for the UAV: A Review. *Aerospace*, 2022, vol. 9, no. 11, 634. <https://doi.org/10.3390/aerospace9110634>

2. Baca T., Stepan P., Spurny V., Hert D., Penicka R., Saska M., Thomas J., Loianno G., Kumar V. Autonomous landing on a moving vehicle with an unmanned aerial vehicle. *Journal of Field Robotics*, 2019, vol. 36, no. 5, pp. 874–891. <https://doi.org/10.1002/rob.21858>
3. Ochoa-de-Eribe-Landaberea A., Pujana-Arrese A., Pozueta-Muñoz M., Bahillo A. UWB and IMU-Based UAV's assistance system for autonomous landing on a platform. *Sensors*, 2022, vol. 22, no. 6, 2347. <https://doi.org/10.3390/s22062347>
4. Elmokadem T., Savkin A. V. Towards fully autonomous UAVs: A Survey, *Sensors*, 2021, vol. 21, no. 18, 6223. <https://doi.org/10.3390/s21186223>
5. Koshkarov A. S., Guliy D. D., Baryaksheva V. P. Multi-rotor unmanned aerial vehicle emergency landing algorithm based on underlying surface image analysis. *Works of MAI*, 2023, no. 132, 17. (In Russ.)
6. Tran V. T., Korikov A.M., Detection of the landing site and development of algorithms for automatic landing of an unmanned aerial vehicle. *Reports of Tomsk State University of Control Systems and Radioelectronics*, 2023, vol. 16, no. 2, pp. 72–80. (In Russ.) <https://doi.org/10.21293/1818-0442-2023-26-2-72-80>
7. Wubben J., Fabra F., Calafate C.T., Krzeszowski T., Marquez-Barja J. M., Cano J.-C., Manzoni P. Accurate landing of unmanned aerial vehicles using ground pattern recognition. *Electronics*, 2019, vol. 8, no. 12, 1532. <https://doi.org/10.3390/electronics8121532>
8. Ngoua Ndong Avele J. B., Goryainov V. S. UAV Docking Station: Study on building an autonomous takeoff and landing platform for unmanned aerial vehicles. *LETI Transactions on Electrical Engineering & Computer Science*, 2023, vol. 16, no. 9, pp. 38–48. (In Russ.) <https://doi.org/10.32603/2071-8985-2023-16-9-38-48>
9. Ryabinov A. V., Savel'ev A. I., Anikin D. A. Modeling the influence of external influences on the process of automated landing of a UAV-quadcopter on a moving platform using technical vision. *Modeling and analysis of information systems*, 2023, vol. 30, no. 4, pp. 366–381. (In Russ.) <https://doi.org/10.18255/1818-1015-2023-4-366-381>
10. Lu Q., Ren B.-B., Parameswaran S. Shipboard landing control enabled by an uncertainty and disturbance estimator. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2018, vol. 41, no. 7, pp. 1502–1520. <https://doi.org/10.2514/1.G003073>
11. Lin J., Wang Y., Miao Z., Zhong H., Fierro R. Low-Complexity control for vision-based landing of quadrotor UAV on unknown moving platform. *IEEE Transactions on Industrial Informatics*, 2022, vol. 18, no. 8, pp. 5348–5358. <https://doi.org/10.1109/TII.2021.312>
12. Guo K., Zhang H., Lu M., Chen Y. Autonomous landing of a quadrotor on a moving platform via model predictive control. *Aerospace*, 2022, vol. 9, no. 1, 34. <https://doi.org/10.3390/aerospace9010034>
13. Rehder J., Nikolic J., Schneider T., Hinzmann T., Siegwart R. Extending Kalibr: Calibrating the extrinsics of multiple IMUs and of individual axes. *2016 IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation (ICRA)*. Stockholm, Sweden, IEEE, 2016, pp. 4304–4311. <https://doi.org/10.1109/ICRA.2016.7487628>
14. Trusfus M. V., Abdullin I. N. Marker images detection algorithm for the unmanned aerial vehicle vertical landing. *Works of MAI*, 2021, no. 116, 13. (In Russ.) <https://doi.org/10.34759/trd-2021-116-13>
15. Zhou Y., Zhang B. Autonomous Landing of UAV in non-cooperative environments based on fusion of monocular and stereo depth estimation. *SAE Technical Paper*, 2024. <https://doi.org/10.4271/2024-01-7019>
16. Zhang Z., Zhou Y., Zhang Y., Qian B. Strong electromagnetic interference and protection in UAVs. *Electronics*, 2024, vol. 13, 393. <https://doi.org/10.3390/electronics13020393>
17. Qin T., Li P., Shen S. VINS-Mono: A Robust and Versatile Monocular Visual-Inertial State Estimator. *IEEE Transactions on Robotics*, 2018, vol. 34, no 4, pp. 1004–1020. <https://doi.org/10.1109/TRO.2018.2853729>
18. Hinzmann T., Stastny T., Cadena C., Siegwart R., Gilitschenski I. Free LSD: Prior-Free visual landing site detection for autonomous planes. *IEEE Robotics and Automation Letters*, 2018, vol. 3, no 3, pp. 2545–2552. <https://doi.org/10.1109/LRA.2018.2809962>
19. IEEE Standard for a Precision Clock Synchronization Protocol for Networked Measurement and Control Systems. In *IEEE Std 1588–2019 (Revision of IEEE Std 1588–2008)*, 2020, pp. 1–499. <https://doi.org/10.1109/IEEESTD.2020.9120376>

20. Farajjilal M., Eslamiat H., Avineni V., Hettel E., Lindsay C. Safety systems for emergency landing of civilian unmanned aerial vehicles (UAVs). A Comprehensive Review. *Drones*, 2025, vol. 9, no. 2, 141. <https://doi.org/10.3390/drones9020141>

Информация об авторе

Краснов Евгений Сергеевич, аспирант, Российский университет транспорта (МИИТ), Москва, Россия, krasnov-es@rut-miit.ru

Author information

Krasnov Evgeny S., Postgraduate Student, Russian University of Transport (RUT), Moscow, Russia, krasnov-es@rut-miit.ru

*Статья поступила в редакцию 10.04.2026; одобрена после рецензирования 16.07.2026; принята к публикации 17.07.2026.
The article was submitted 10.04.2026; approved after reviewing 16.07.2026; accepted for publication 17.07.2026.*

Зарегистрирован Федеральной службой по надзору в сфере связи,
информационных технологий и массовых коммуникаций (Роскомнадзор)
Свидетельство о регистрации средства массовой информации ПИ № ФС77-61476 от 24 апреля 2015 г.

Подписано в печать 31.08.2026

Печать офсетная
17,4 усл. печ. л.

Формат 60x84 1/8
Заказ № 26-113з

12,6 уч.-изд. л.
Тираж 70 экз.

Изготовлено и оформлено: ООО «Типография Миттель Пресс»

e-mail: mittelpress@mail.ru

Автор вёрстки: Михеева А. В.