

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 (№ 364)

№ 53

**Москва
2025**

ББК 39.5

Н34

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 докторских 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, 2025

Редакционная коллегия

Главный редактор

Зам. главного редактора

Ответственный секретарь

Зам. ответственного секретаря – А. В. Кан, канд. техн. наук, ГосНИИ ГА, Москва, Россия

– Д. В. Бобылев, канд. техн. наук, ГосНИИ ГА, Москва, Россия
– 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

– А. Н. Городищенин, 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: gosniiga@gosniiga.ru

Плата за публикацию в Научном журнале 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: gosniiga@gosniiga.ru

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

**НАУЧНЫЙ ВЕСТНИК
ГОСУДАРСТВЕННОГО НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОГО ИНСТИТУТА
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

№ 53

2025

СОДЕРЖАНИЕ

Аэронавигация и эксплуатация авиационной техники

Масленникова Г. Е., Дмитриева С. В., Тажетдинов Р. Р., Попов Ю. В. Построение модели для определения типовой мощности двигателей самолётов Ан-24 на режимах крейсерского полёта	9
Ерохин В. В., Лежанкин Б. В., Шалаев А. А., Болелов Э. А. Адаптивная обработка информации в спутниковом навигационном приёмнике локальной контрольно-корректирующей станции на основе данных мониторинга сигнально-помеховой обстановки	16
Захаров С. Д., Кирпичев И. Г. Концепция авиационного пула в задачах сервисного сопровождения эксплуатации авиационной техники	28
Супружников А. В., Рябинин А. Л., Казачинский Г. Г., Семёнов Н. М., Карасев К. В. Обобщение опыта эксплуатации пилотажно-навигационного и радиоэлектронного оборудования вертолётов типа Ми-26Т за период 2020-2022 гг.	42
Картышев О. А. Совершенствование законодательного регулирования воздействия авиационного шума на местности	53
Кривогузов И. А., Прокопович А. Ю. Алгоритм поддержки принятия решения диспетчером управления воздушным движением при вертикальном маневрировании воздушных судов	60
Миронова Л. В., Волков А. К. Метод построения визуального кодового словаря рентгеновских изображений багажа и ручной клади пассажиров	71
Автин И. В. Применение методов нелинейной радиополяриметрии для снижения уязвимостей досмотрового оборудования авиационных предприятий	79
Грядунов К. И., Браилко А. А., Савушкин С. А., Григор О. В. Удельная электрическая проводимость как показатель качества авиационных топлив	91

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

Бурмистров В. П., Чобан В. М. Высокоскоростной винтокрылый летательный аппарат и способ управления им	103
Чинючин Ю. М., Кирпичев И. Г., Кулешов А. А., Петров Д. В. Функциональный модуль сертификации воздушных судов на основе интегрированной платформы сопровождения их лётной и технической эксплуатации	112

Интеллектуальные транспортные системы

Огунвоул Б. И., Феоктистова О. Г., Попов Ю. В. Применение методов нелинейной динамики и карт Пуанкаре для анализа полётных данных и прогнозирования критических режимов	121
Огунвоул Б. И., Феоктистова О. Г. Применение теории фракталов в анализе карт Пуанкаре для выявления скрытых закономерностей в динамике ВС при внешних возмущениях ...	129

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

No. 53

2025

CONTENTS

Navigation and operation of aircraft

Maslennikova G. E., Dmitrieva S. V., Tazhetdinov R. R., Popov Yu. V. Building a model for determining the typical engine power of An-24 aircraft in cruise flight modes	9
Erokhin V. V., Lezhankin B. V., Shalaev A. A., Bolelov E. A. Adaptive information processing in the satellite navigation receiver of the local area augmentation system based on signal-interference monitoring	16
Zakharov S. D., Kirpichev I. G. The concept of aviation Pool in the tasks of after-sales service of aircrafts	28
Supruzhnikov A. V., Ryabinin A. L., Kazachinskiy G. G., Semenov N. M., Karasev K. V. Researching and summarizing the experience of operating flight navigation and avionics equipment on Mi-26T helicopters throughout 2020–2022	42
Kartyshev O. A. Improvement of legislative regulation of the impact of aircraft noise on the terrain	53
Krivoguzov I. A., Prokopovich A. Yu. The algorithm of decision support for the air traffic controller during vertical maneuvering of aircraft	60
Mironova L. V., Volkov A. K. Method for constructing visual codebook of passenger's baggage and carry-on luggage X-ray images	71
Avtin I. V. Application of nonlinear radio polarimetry methods to reduce vulnerabilities of inspection equipment of aviation enterprises	79
Gryadunov K. I., Brailko A. A., Savushkin S. A., Grigor O. V. Conductivity as the aviation fuels quality indicator	91

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

Burmistrov V. P., Choban V. M. High-speed rotary-wing aircraft and method of its control	103
Chinyuchin Yu. M., Kirpichev I. G., Kuleshov A. A., Petrov D. V. A functional module for aircraft certification based on an integrated support platform for their flight and technical operation	112

Intelligent transport systems

Ogunvoul B. I., Feoktistova O. G., Popov Yu. V. Application of nonlinear dynamics methods and Poincaré maps for flight data analysis and critical mode prediction	121
Ogunvoul B. I., Feoktistova O. G. Application of fractal theory in the analysis of Poincaré maps for identifying hidden patterns in aircraft dynamics under external disturbances	129

Научная статья
УДК 629.735.33.03

ПОСТРОЕНИЕ МОДЕЛИ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТИПОВОЙ МОЩНОСТИ ДВИГАТЕЛЕЙ САМОЛЁТОВ АН-24 НА РЕЖИМАХ КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЁТА

Г. Е. МАСЛЕННИКОВА¹, С. В. ДМИТРИЕВА², Р. Р. ТАЖЕТДИНОВ², Ю. В. ПОПОВ²

¹ Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва,
Россия

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

Аннотация. В статье описаны результаты исследования массива данных, полученных при оценке основных лётных характеристик самолётов Ан-24, находящихся в эксплуатации. Целью исследования являлось получение модели, описывающей типовое значение давления масла в индикаторе крутящего момента (P_{ikm}) двигателей, характеризующего его мощность, для самолётов, характеристики которых с учётом допустимого отклонения соответствуют среднестатистическим характеристикам типа. Значения P_{ikm} правого и левого двигателя регистрируются системой объективного контроля самолётов Ан-24; данные массива носят объективный характер и позволяют получить модель для типовых значений P_{ikm} для последующего анализа причин уменьшения скоростей крейсерского полёта отдельных экземпляров самолётов Ан-24. На основе полученных данных определён диапазон уменьшения скорости крейсерского полёта на различных режимах работы двигателей, связанный непосредственно с падением мощности. Для случая, когда причиной падения мощности двигателей является регулировка часовых расходов топлива, сделана оценка возможного увеличения скоростей путём выполнения дополнительной регулировки расходов. Результаты выполненной работы могут быть использованы как для определения причин падения скоростей крейсерского полёта, так и для разработки рекомендаций по их увеличению.

Ключевые слова: самолёт Ан-24, скорость крейсерского полёта, мощность двигателя, регулировка часовых расходов топлива, измеритель крутящего момента, типовое значение P_{ikm} , статистические характеристики модели, стандартная атмосфера, эксплуатация авиационной техники

Для цитирования: Масленникова Г. Е., Дмитриева С. В., Тажетдинов Р. Р., Попов Ю. В. Построение модели для определения типовой мощности двигателей самолётов Ан-24 на режимах крейсерского полёта // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2025. № 53. С. 9–15.

BUILDING A MODEL FOR DETERMINING THE TYPICAL ENGINE POWER OF AN-24 AIRCRAFT IN CRUISE FLIGHT MODES

G. E. MASLENNIKOVA¹, S. V. DMITRIEVA², R. R. TAZHETDINOV², YU. V. POPOV²

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

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

Abstract. The article describes the results of a study of an array of data obtained when evaluating the main flight characteristics of AN-24RV aircraft in service. The aim of the study was to obtain a model of the typical oil pressure value in the engine torque indicator (P_{ikm}), characterizing its power, for aircraft whose characteristics,

taking into account the permissible deviation, correspond to the average characteristics of the type. The P_{ikm} values of the right and left engines are recorded by the An-24 aircraft objective monitoring system, and as a result, the array data are objective in nature and allow us to obtain models of typical P_{ikm} values for subsequent analysis of the reasons for the decrease in cruising speeds of individual An-24 aircraft. Based on the data obtained, the range of cruise speed reduction in various engine operating modes is determined, which is directly related to the power drop. In the case when the reason for the decrease in engine power is the adjustment of hourly fuel consumption, an assessment is made of the possible increase in speeds by performing additional cost adjustments. The results of the work performed can be used both to determine the causes of the drop in cruising speeds, and to develop recommendations for increasing them.

Keywords: An-24 aircraft, cruising flight speeds, engine power, adjustment of hourly fuel consumption, torque meter, typical P_{ikm} value, statistical characteristics of the model, standard atmosphere, operation of aircraft

For citation: Maslennikova G. E., Dmitrieva S. V., Tazhetdinov R. R., Popov Yu. V. Building a model for determining the typical engine power of An-24 aircraft in cruise flight modes. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2025, no. 53, pp. 9–15. (In Russ.)

Введение

Работы по поддержанию и сохранению лётной годности самолётов Ан-24 [1] и Ан-26 [2], производимые во ФГУП ГосНИИ ГА и включающие в себя проверку соответствия основных лётных характеристик воздушных судов (ВС) данным руководств по лётной эксплуатации (РЛЭ), дают возможность не только оценить лётную годность самолёта [3], но и, обобщая массивы данных, полученные при оценке каждого экземпляра конкретного типа, отслеживать типовые изменения лётных характеристик относительно данных РЛЭ, а также анализировать возможные причины этих изменений. На базе этого разрабатываются рекомендации по приведению той или иной характеристики экземпляра ВС к расчётной (данным РЛЭ) или типовой (среднестатистические данные эксплуатируемых самолётов) [4]. Так, для самолётов Ан-24 типовыми изменениями лётных характеристик являются падение скроподъёмности и скорости установившегося крейсерского полёта. Обе эти характеристики определяются кривыми потребных и располагаемых тяг Жуковского и характеризуют как лобовое сопротивление планера (потребная для горизонтального полёта тяга), так и мощность силовой установки (располагаемая тяга) [5]. Диапазон фактического отклонения данных отдельных экземпляров от типовых для установившейся скорости крейсерского полёта достигает 40–50 км/ч. Если считать, что причиной падения является лобовое сопротивление планера, то при крейсерской скорости около 360 км/ч такое падение соответствует увеличению лобового сопротивления, практически эквивалентному выпуску шасси. При условии соответствия технологическим указаниям (ТУ) установочных углов механизации крыла, регулировочных параметров гидравлической системы и системы управления такое практически невозможно. Поэтому основной причиной уменьшения скоростей крейсерского полёта является изменение мощности двигателей и соответствующее падение располагаемой тяги. В эксплуатации мощность двигателей АИ-24 2-й серии регулируется посредством изменения расходов топлива в очень большом диапазоне [6]. В частности, допустимо изменение расхода топлива от номинального значения на (−20; +30) кг/ч, что позволяет значительным образом изменять мощность, важнейшим показателем величины которой является давление масла в индикаторе крутящего момента ($P_{икм}$). $P_{икм}$ не только измеряется в полёте, но и регистрируется системой МСРП-12. Задачей проведённого авторами исследования являлось определение величин $P_{икм}$, соответствующих типовой характеристике самолёта на основных режимах крейсерского полёта: номинальном (УПРТ 65°) и крейсерском (УПРТ 52°), и определение возможного диапазона регулирования мощности для каждой конкретной силовой установки путём изменения расходов топлива в допустимых пределах с целью увеличения скоростей крейсерского полёта.

Построение модели типовых значений $P_{\text{икм}}$ самолётов Ан-24 для различных режимов крейсерского полёта

Для построения модели типовых значений $P_{\text{икм}}$, соответствующих номинальному и крейсерскому режимам работы двигателя на различных высотах, анализировались массивы данных, состоящие из 660 точек для номинального и 889 точек для крейсерского режима, полученные при оценке лётных характеристик 25 экземпляров самолётов Ан-24 в период с 2015 по 2025 год. Для построения модели выбирались данные самолётов, скорости горизонтального полёта которых отличались от данных РЛЭ на величину не более 20 км/ч. В результате были получены следующие зависимости типового значения $P_{\text{икм}}$ от высоты крейсерского полёта и отличия температуры наружного воздуха от стандартной атмосферы.

Для номинального режима (УПРТ 65°) типовое значение $P_{\text{икм}}$, полученное для самолётов, не имеющих дефицита скорости относительно типовой характеристики, определяется выражением:

$$P_{\text{икм тип}} = 90,3 - 0,273 \Delta T_{\text{CA}} - 5,634 H - 0,001121 H \Delta T_{\text{CA}}^2,$$

где ΔT_{CA} – отличие температуры наружного воздуха от стандартной атмосферы (СА) [°C]; H – высота полёта [км].

Иными словами, типовое значение $P_{\text{икм}}$ уменьшается на 2,73 кг/см² на каждые 10 градусов положительного отличия температуры от СА и на 5,634 кг/см² на каждый километр увеличения высоты полёта. Статистические характеристики полученной модели говорят о её достаточной устойчивости (табл. 1).

Таблица 1

Регрессионная статистика модели типового значения $P_{\text{икм}}$ для номинального режима

Характеристика	Значение
Множественный R	0,80
R -квадрат	0,64
Стандартная ошибка	3,06
Наблюдения	274

Для типового значения $P_{\text{икм}}$ крейсерского режима (УПРТ 52°) получена модель со следующими коэффициентами влияния:

$$P_{\text{икм тип}} = 86,4 - 0,071 \Delta T_{\text{CA}} - 6,122 H.$$

Таким образом, зависимость значения $P_{\text{икм}}$ от высоты и температуры на крейсерском режиме выражена слабее. Незначительно хуже и статистические характеристики модели (табл. 2).

Таблица 2

Регрессионная статистика модели типового значения $P_{\text{икм}}$ для крейсерского режима

Характеристика	Значение
Множественный R	0,76
R -квадрат	0,58
Стандартная ошибка	2,88
Наблюдения	334

Анализ возможного изменения мощности при регулировке часовых расходов топлива на различных режимах работы двигателей АИ-24 2-й серии

Регулирование мощности двигателей в эксплуатации возможно путём увеличения в допустимом диапазоне часовых расходов топлива. Для определения возможности увеличения скоростей крейсерского полёта путём увеличения мощности при регулировании расходов топлива проанализируем изменение $P_{икм}$ при изменении часовых расходов топлива. Для получения устойчивых оценок искомых величин по данным всего массива оценок характеристик (более 2000 точек), выполненных в 2015–2025 годах, рассмотрим связь величины отклонения ($\Delta P_{икм}$) фактического значения $P_{икм}$ от типового с величиной отклонения фактических часовых расходов топлива от номинальных значений.

На рис. 1 и рис. 2 представлены осреднённые по всему массиву зависимости изменения $P_{икм}$ (и следовательно мощности) от изменения часового расхода топлива в горизонтальном полёте на номинальном и крейсерском режиме работы двигателей соответственно.

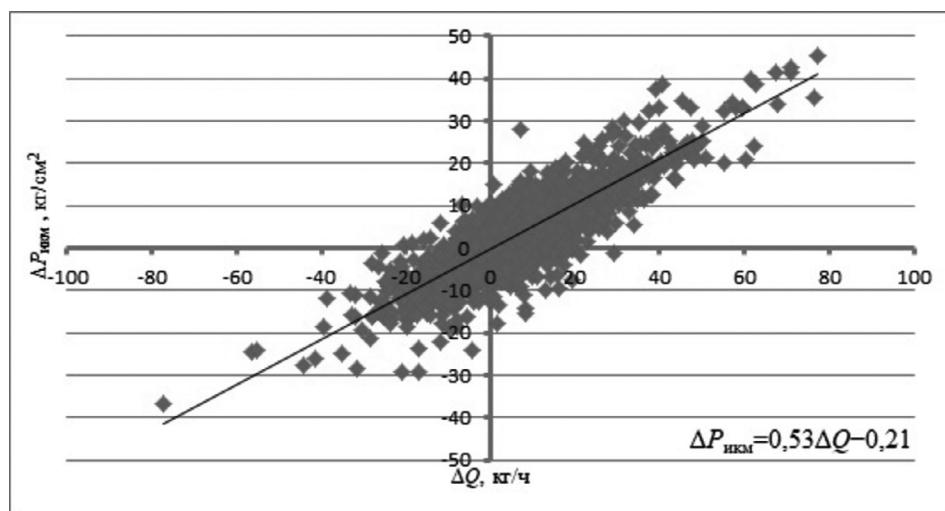


Рис. 1. Зависимость $\Delta P_{икм}$ от величины отклонения ΔQ часовых расходов от номинальных для УПРТ 65°

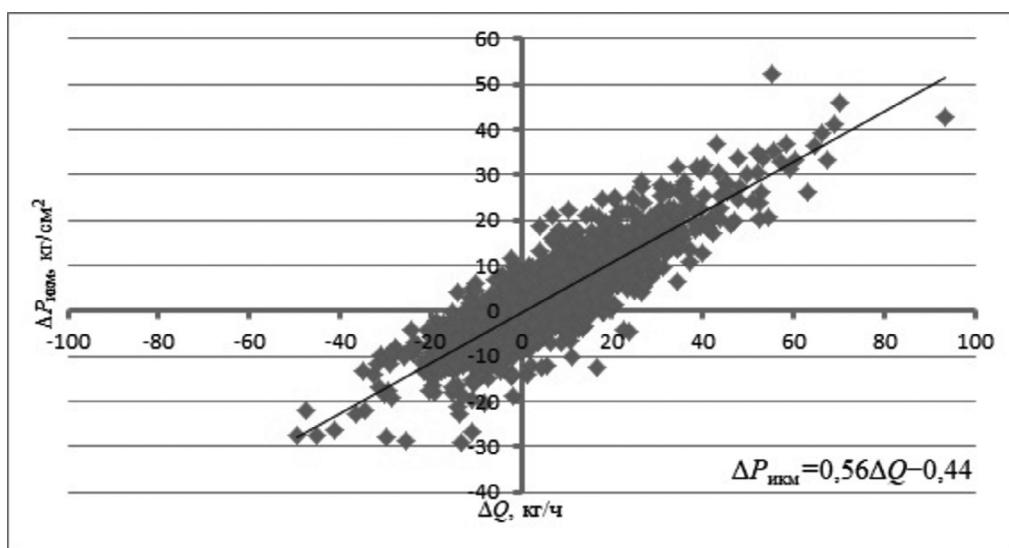


Рис. 2. Зависимость $\Delta P_{икм}$ от величины отклонения ΔQ часовых расходов от номинальных для УПРТ 52°

Из данных, представленных на рис. 1 и рис. 2, следует, что увеличение часового расхода топлива на 10 кг/ч позволяет примерно на 5 кг/см² увеличить значение $P_{\text{икм}}$.

Чтобы понять, в каком диапазоне возможно увеличение скоростей горизонтального полёта, проанализируем ещё одну зависимость – связь изменения $P_{\text{икм}}$ с изменением скорости крейсерского полёта. Как и в предыдущем случае, для получения оценки, не зависящей от температуры, массы самолёта и высоты полёта рассматриваем связь отклонения фактической скорости горизонтального полёта от данных РЛЭ с отклонением от типового среднего значения $P_{\text{икм}}$ двигателей (рис. 3 и 4).

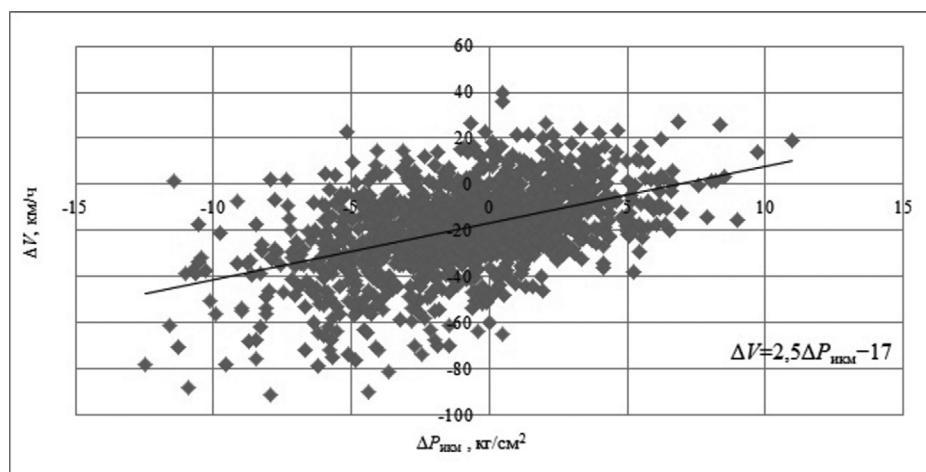


Рис. 3. Зависимость изменения скорости крейсерского полёта от $\Delta P_{\text{икм}}$ на режиме УПРТ 65°

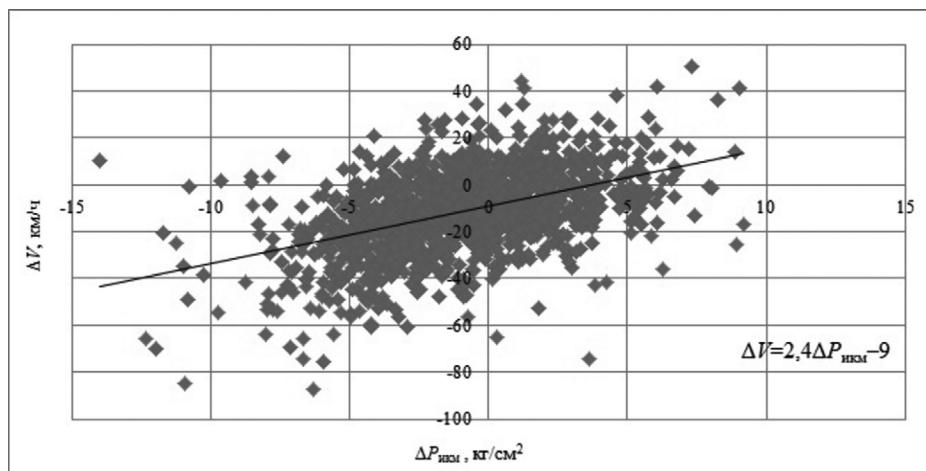


Рис. 4. Зависимость изменения скорости крейсерского полёта от $\Delta P_{\text{икм}}$ на режиме УПРТ 52°

Как видно из рис. 3 и рис. 4, для обоих режимов работы двигателей (крейсерского и номинального) при увеличении давления масла в индикаторе крутящего момента на 1 кг/см² скорости крейсерского полёта возрастают примерно на 2,5 км/ч. Также согласно зависимостям, построенным по статистическим данным на рис. 3 и рис. 4, типовое падение скоростей крейсерского полёта составляет 17 км/ч для номинального режима работы двигателей и 9 км/ч – для крейсерского.

Полученное уменьшение скоростей крейсерского полёта связано с комплексом причин, среди которых как увеличение лобового сопротивления планера за счёт установки внешних на-кладок¹, так и типовое падение мощности двигателей АИ-24 2-й серии.

¹ Бюллетени № 1113-ДМ и № 1300-БУ-Г.

Заключение

Резюмируя вышесказанное, можно выделить следующие основные результаты выполненного исследования.

Полученные модели типовых значений $P_{икм}$ для различных режимов работы двигателей АИ-24 2-й серии в диапазоне крейсерских высот при различных температурах наружного воздуха в случае падения скоростей крейсерского полёта дают возможность выявить среднюю величину изменения скорости, связанную непосредственно с изменением мощности двигателей.

При увеличении $P_{икм}$ на 1 кг/см² скорость крейсерского полёта возрастает на 2,4–2,5 км/ч.

Увеличение $P_{икм}$ на 1 кг/см² может быть получено путём увеличения часовых расходов топлива на 1,8–2,0 кг/ч.

Типовым уменьшением скоростей крейсерского полёта самолётов Ан-24 на номинальном режиме является падение на 17 км/ч, на крейсерском – на 9 км/ч.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Руководство по лётной эксплуатации самолёта Ан-24 (Ан-24РВ). Москва: Воздушный транспорт, 1995. 538 с.
2. Руководство по лётной эксплуатации самолёта Ан-26. Москва: Воздушный транспорт, 1992. 506 с.
3. Масленникова Г. Е. Контроль основных лётных характеристик в процедуре поддержания лётной годности // Сборник научных трудов ГосНИИ ГА. 2008. № 310. С. 104–109.
4. Масленникова Г. Е., Дмитриева С. В., Тажетдинов Р. Р. Разработка рекомендаций по улучшению основных лётных характеристик самолётов Ан-24 и Ан-26 // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2025. № 50. С. 52–61.
5. Остославский И. В. Аэродинамика самолёта. Москва: Государственное издательство оборонной промышленности, 1957. 562 с.
6. Авиационный турбовинтовой двигатель Аи-24 2-й серии. Инструкция по эксплуатации и техническому обслуживанию. Ростов-на Дону: АНТЦ «Технолог», 2004. 441 с.

References

1. Flight manual for An-24 (An-24RV) aircraft. Moscow, Vozdushnyj transport Publ., 1995, 538 p. (In Russ.)
2. Flight manual for An-26 aircraft. Moscow, Vozdushnyj transport Publ., 1992, 506 p. (In Russ.)
3. Maslennikova G. E. Control of basic flight characteristics in the procedure for maintaining airworthiness. *Collection of scientific works of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2008, no. 310, pp. 104–109. (In Russ.)
4. Maslennikova G. E., Dmitrieva S. V., Tazhetdinov R. R. Development of recommendations for improvement of main flight characteristics of An-24 and An-26 aircraft. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2025, no. 50, pp. 52–61. (In Russ.)
5. Ostoslavskiy I. V. *Aerodynamics of the aircraft*. Moscow, Gosudarstvennoe izdatel'stvo oboronnoj promyshlennosti, 1957, 562 p. (In Russ.)
6. Aviation turboprop engine Ai-24 2 series. Operating and maintenance instructions. Rostov-on-Don, ANTTs “Tekhnolog” Publ., 2004, 441 p. (In Russ.)

Информация об авторах

Масленникова Галина Евгеньевна, доктор технических наук, профессор кафедры, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия, maslennikova_ge@mail.ru

Дмитриева Светлана Васильевна, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, dmitrievav@gosniiiga.ru

Тажетдинов Радим Рустамович, начальник отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, tazhetdinovrr@gosniiiga.ru

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

Authors information

Maslennikova Galina E., Doctor of Sciences (Engineering), Professor of Department, Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia, maslennikova_ge@mail.ru

Dmitrieva Svetlana V., Candidate of Sciences (Engineering), Senior Researcher, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, dmitrievav@gosniiiga.ru

Tazhetdinov Radim R., Head of Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, tazhetdinovrr@gosniiiga.ru

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

*Статья поступила в редакцию 16.10.2025; одобрена после рецензирования 26.11.2025; принята к публикации 03.12.2025.
The article was submitted 16.10.2025; approved after reviewing 26.11.2025; accepted for publication 03.12.2025.*

Научная статья
УДК 621.396.933:629.783

АДАПТИВНАЯ ОБРАБОТКА ИНФОРМАЦИИ В СПУТНИКОВОМ НАВИГАЦИОННОМ ПРИЁМНИКЕ ЛОКАЛЬНО-КОРРЕКТИРУЮЩЕЙ СТАНЦИИ НА ОСНОВЕ ДАННЫХ МОНИТОРИНГА СИГНАЛЬНО-ПОМЕХОВОЙ ОБСТАНОВКИ

В. В. ЕРОХИН¹, Б. В. ЛЕЖАНКИН¹, А. А. ШАЛАЕВ¹, Э. А. БОЛЕЛОВ²

¹ Иркутский филиал Московского государственного технического университета гражданской авиации, Иркутск, Россия

² Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. Локальные контрольно-корректирующие станции (ЛККС) являются функциональным дополнением к глобальным навигационным спутниковым системам (ГНСС) для обеспечения точного захода на посадку и посадки самолёта. В спутниковом навигационном приёмнике (СНП) используется классический фильтр Калмана для оценки навигационно-временных параметров, но диапазон вариаций ошибок оценивания зависит от расхождения дальномерного кода и фазы несущей частоты сигнала, которые возникают во время ионосферных бурь и при изменении сигнально-помеховой обстановки. Согласованная и достоверная информация о ковариации ошибок важна для оценки местоположения (МП) воздушных судов (ВС), анализа ошибок, обнаружения неисправностей и разрешения целочисленной неоднозначности для ГНСС-приложений. Для обеспечения согласованной и корректной информации о ковариации ошибок предложен вместо традиционного фильтра адаптивный, который снижает эффект расходимости. Представлены результаты сравнительного анализа эффективности классического и адаптивного фильтров для различных условий ионосферы, например для геомагнитной бури. Исследования показали, что адаптивный фильтр превосходит неадаптивный по точности оценки навигационно-временных параметров для возмущённых данных; в отсутствие возмущений адаптивный фильтр не даёт никаких дополнительных преимуществ и обеспечивает точность классического фильтра. Полученные результаты согласуются с результатами, опубликованными в других источниках, что подтверждает их достоверность.

Ключевые слова: локальная контрольно-корректирующая станция, мониторинг, местоположение, спутниковый навигационный приёмник, адаптивная фильтрация, аэронавигация

Для цитирования: Ерохин В. В., Лежанкин Б. В., Шалаев А. А., Болелов Э. А. Адаптивная обработка информации в спутниковом навигационном приёмнике локальной контрольно-корректирующей станции на основе данных мониторинга сигнально-помеховой обстановки // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2025. № 53. С. 16–27.

ADAPTIVE INFORMATION PROCESSING IN THE SATELLITE NAVIGATION RECEIVER OF THE LOCAL AREA AUGMENTATION SYSTEM BASED ON SIGNAL-INTERFERENCE MONITORING

V. V. EROKHIN¹, B. V. LEZHANKIN¹, A. A. SHALAEV¹, E. A. BOLELOV²

¹ Irkutsk Branch of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk, Russia

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

Abstract. The local area augmentation system (LAAS) are a functional supplement to global navigation satellite systems (GNSS) to ensure precision approach and landing of aircraft. The satellite navigation receiver uses a classical Kalman filter to estimate navigational timing parameters, but the range of estimation errors depends on the divergence of the ranging code and the carrier phase of the signal, which occur during ionospheric storms and when the signal-interference environment changes. Consistent and reliable error covariance information is important for aircraft position estimation, error analysis, fault detection, and integer ambiguity resolution for GNSS applications. To ensure consistent and correct error covariance information, an adaptive filter, which reduces the effect of divergence, is proposed instead of a traditional filter. The results of a comparative analysis of the effectiveness of the classical and adaptive filters for various ionospheric conditions, such as a geomagnetic storm, are presented. Studies have shown that the adaptive filter outperforms the non-adaptive one in the accuracy of estimating navigational and temporal parameters for disturbed data. However, for quiet data, the adaptive algorithm offers no additional benefit and maintains the accuracy of the classical filter. The obtained results are consistent with those published elsewhere, confirming their validity.

Keywords: the local area augmentation system, monitoring, location, satellite navigation receiver, adaptive filtering, navigation of aircraft

For citation: Erokhin V. V., Lezhankin B. V., Shalaev A. A., Bolelov E. A. Adaptive information processing in the satellite navigation receiver of the local area augmentation system based on signal-interference monitoring. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2025, no. 53, pp. 16–27. (In Russ.)

Введение

Посадка ВС представляет собой самый сложный этап полёта, так как в процессе посадки меняются режимы полёта, что обуславливает существенное возрастание психологической и физической нагрузки на экипаж. Система посадки должна обеспечить вывод ВС с требуемой вероятностью в заданное терминальное множество, положение и размеры которого зависят от посадочного метеоминимума. Терминальное множество представляет собой пространство допустимых отклонений ВС от линии глиссады, попадание ВС в которое гарантирует выполнение необходимого корректирующего манёвра и приземление в заданной точке взлётно-посадочной полосы (ВПП). Для обеспечения предельных дальностей и эффективности полёта посадка должна осуществляться с первого захода, что требует применения точных и надёжных систем посадки.

В спутниковых системах посадки GLS (GNSS Landing System) непрерывно определяются и выдаются на индикацию экипажу отклонения ВС от линии глиссады и дальность до точки приземления. По данным о характеристиках аэродрома в компьютере вычислительной системы самолётования рассчитывается и строится виртуальная глиссада [1]. Навигационно-временные определения (НВО) в СНП формируют трёхмерные координаты ВС, сравнение которых с параметрами виртуальной глиссады позволяет определить отклонения от неё и выдать на индикаторный прибор, как показано на рис. 1.

ГНСС не обеспечивает требуемой точности определения координат ВС для категорированной посадки, поэтому используются функциональные дополнения в виде ЛККС, которые используют поправки от опорной станции для повышения точности оценки МП ВС [2]. В то же время ЛККС осуществляет непрерывный автоматический контроль целостности спутникового навигационного сигнала с оповещением потребителя о номерах навигационных спутников (НС) ГЛОНАСС/GPS, сигнал от которых искажён влиянием внешних факторов и/или непосредственно на самих НС [3, 4], сообщает о допустимости использования спутниковых данных для целей навигации и посадки по критериям точности навигационных определений и количества наблюдаемых исправных спутников, а также прогнозирует видимость и геометрию расположения НС в зоне действия ЛККС [5].

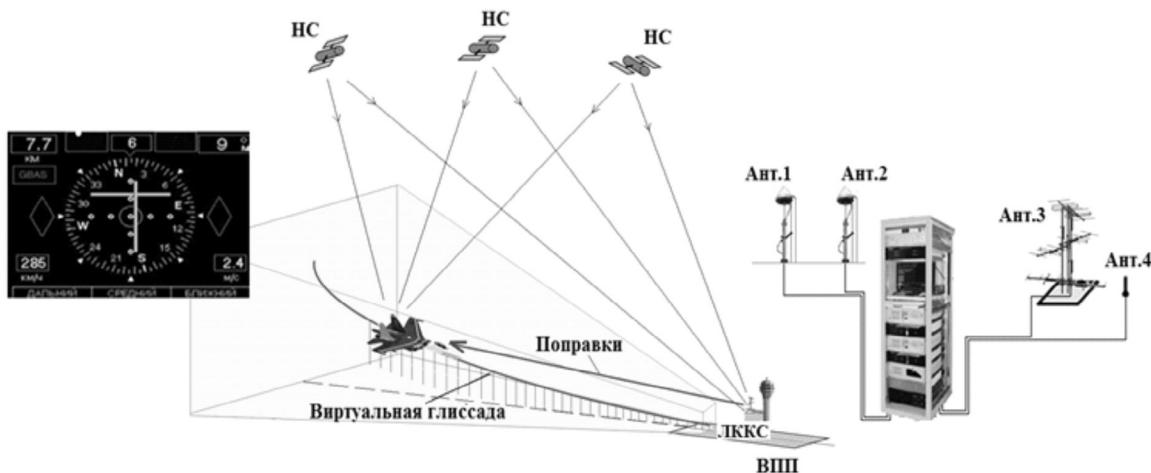


Рис. 1. Спутниковая система посадки; Ант. – антенны наземных систем навигации, НС – навигационные спутники

Для обеспечения возможности статистической обработки сигналов ГНСС в целях оперативного мониторинга параметров радионавигационных полей в зоне аэродрома ЛККС обеспечивает регистрацию и хранение принятой и выдаваемой информации. СНП в том числе определяет пригодность и достаточность информации от наблюдаемых спутников для навигационных определений и исключает («отбраковывает») непригодные спутники. Отбраковка спутников приводит к уменьшению их количества при решении навигационной задачи и, как следствие, к снижению точности определения дифференциальных поправок, что в свою очередь приводит к погрешности определения отклонения ВС от линии глиссады при заходе на посадку и посадке. Также уменьшение количества спутников приводит к изменению геометрических условий НВО.

Кроме того, точность оценки навигационно-временных параметров ГНСС в фильтре Калмана (ФК) в значительной степени зависит от согласованности предполагаемой динамической модели и фактических характеристик в реальных условиях эксплуатации. Если условие согласованности не выполняется, эффективность ФК значительно ухудшается. В связи с этим требованием навигационный фильтр в качестве статистической меры вычисляет ковариационную матрицу ошибок оценивания.

Проектирование навигационного фильтра для оценки задержки дальномерного кода навигационного радиосигнала спутника при использовании информации о фазе сигнала на основе информации о ковариации ошибок является сложной задачей ввиду наличия корреляции шумов измерений радионавигационных параметров. Анализ опубликованных результатов исследований [4, 6, 7] показывает, что поскольку интенсивность шума фазы несущей частоты сигнала намного меньше интенсивности шума дальномерного кода навигационного радиосигнала спутника, им обычно пренебрегают. Это пренебрежение шумом фазы несущей порождает несоответствия в информации о корреляции ошибок. Реальная информация о фактической ковариационной матрице ошибок оценивания важна для определения МП ВС, анализа ошибок, обнаружения неисправностей и разрешения целочисленной неоднозначности для ГНСС-приложений.

В работе рассмотрено использование «отбракованных» спутниковых измерений путём их адаптивного учёта в алгоритме навигационных определений за счёт изменения коэффициента учёта наблюдений в алгоритме формирования оценки переменных вектора состояния. Реальную информацию о фактических значениях статистических характеристик шумов возможно получать в результате мониторинга сигнально-помеховой обстановки в районе ЛККС.

Цель работы – синтез алгоритма адаптивной обработки информации в СНП ЛККС на основе данных мониторинга сигнально-помеховой обстановки.

Постановка задачи

Измерения псевдодальности (ПД) и фазы несущей частоты сигнала содержат погрешности, источниками которых являются ошибка синхронизации эталона времени и частоты СНП относительно системного времени, тепловой шум, смещение спутниковых часов, ионосферная и тропосферная задержка, погрешности, вызванные многолучностью распространения радиоволн. Кроме того, на точность НВО существенное влияние оказывают шумы и помехи. Если приёмник ВС и опорный приёмник ЛККС расположены близко, такие источники ошибок, как смещение спутниковых часов, ионосферная задержка и тропосферная задержка, могут быть эффективно скомпенсированы [4, 6, 7], то математическая модель скорректированных ПД $\tilde{r}_{j,k}$ и фазы несущей сигнала $\tilde{\phi}_{j,k}$ может быть представлена в виде [6, 7]:

$$\tilde{r}_{j,k} = \mathbf{e}_{j,k}^T (\mathbf{x}_{j,k} - \mathbf{x}_{\text{СНП},k}) + \tau_{\text{СНП},k} + n_{j,k}, \quad n_{j,k} \sim (0, d_r); \quad (1)$$

$$\tilde{\phi}_{j,k} = \mathbf{e}_{j,k}^T (\mathbf{x}_{j,k} - \mathbf{x}_{\text{СНП},k}) + \tau_{\text{СНП},k} + v_{j,k} + N_j, \quad v_{j,k} \sim (0, d_\phi), \quad (2)$$

где $\mathbf{e}_{j,k}$ – вектор линии прямой видимости (ЛПВ) от СНП до j -го НС в k -й момент времени, $\mathbf{x}_{j,k}$ – вектор координат j -го НС во всемирной центрированной, связанной с Землёй системе координат, $\mathbf{x}_{\text{СНП},k}$ – вектор координат СНП, $\tau_{\text{СНП},k}$ – сдвиг шкалы времени эталона времени и частоты СНП относительно системного времени, $n_{j,k}$ и $v_{j,k}$ – дискретные белые гауссовские шумы (ДБГШ) измерения дальномерного кода и фазы несущей частоты, N_j – неразрешённая целочисленная неоднозначность, d_r и d_ϕ – дисперсии шумов измерения ПД и фазы несущей; k – временной индекс.

Вектор состояния истинных значений навигационно-временных параметров λ_k состоит из вектора трёхмерного положения $\mathbf{x}_{\text{СНП},k}$ и $\tau_{\text{СНП},k}$

$$\lambda_k = \begin{bmatrix} \mathbf{x}_{\text{СНП},k} \\ \tau_{\text{СНП},k} \end{bmatrix}.$$

Введём следующие обозначения:

$$\left. \begin{array}{l} \delta \tilde{\lambda}_k = \tilde{\lambda}_k - \lambda_k; \\ \delta \hat{\lambda}_k = \hat{\lambda}_k - \lambda_k, \end{array} \right\} \quad (3)$$

где $\delta \tilde{\lambda}_k$, $\delta \hat{\lambda}_k$ – векторы ошибок экстраполяции (априорной) и оценивания (апостериорной) на k -м шаге, представляющие собой ДБГШ с нулевыми математическими ожиданиями и соответствующими ковариационными матрицами ошибок оценивания \tilde{P}_k (априорной) и P_k (апостериорной).

Уравнение косвенного измерения $\xi_{j,k}$ для обновляющей последовательности запишем следующим образом:

$$\xi_{j,k} = \tilde{r}_{j,k} - \mathbf{e}_{j,k}^T (\mathbf{x}_{j,k} - \tilde{\mathbf{x}}_{\text{СНП},k}) - \tilde{\tau}_{\text{СНП},k}. \quad (4)$$

В соответствии с выражениями (1)–(4), косвенное измерение $\xi_{j,k}$ можно записать следующим образом:

$$\xi_{j,k} = h_{j,k} \delta \tilde{\lambda}_k + n_{j,k}, \quad (5)$$

где $h_{j,k} = [\mathbf{e}_{j,k}^T \ -1]$ – матрица-строка измерений.

Объединяя косвенные измерения (5) $\{\xi_{j,k}, \ j=1, 2, \dots, J\}$ в один вектор ξ_k (J – число НС), получаем

$$\xi_k = H_k \delta \tilde{\lambda}_k + \mathbf{n}_k, \quad (6)$$

где $\xi_k = [\xi_{1,k} \ \xi_{2,k} \dots \xi_{J,k}]^T$; $H_k = [h_{1,k} \ h_{2,k} \dots h_{J,k}]^T$; $\mathbf{n}_k = [n_{1,k} \ n_{2,k} \dots n_{J,k}]^T$.

Синтез алгоритма оценивания

Уравнение для формирования апостериорной оценки с учётом матричного коэффициента усиления K_k представим в виде [6, 7]:

$$\hat{\lambda}_k = \tilde{\lambda}_k - K_k \xi_k. \quad (7)$$

Тогда на основе выражений (1), (3) и (7) уравнение для обновлённой ошибки оценки запишем следующим образом:

$$\delta\hat{\lambda}_k = (I - K_k H_k) \delta\tilde{\lambda}_k - K_k \mathbf{n}_k, \quad (8)$$

где I – единичная матрица.

Для вывода уравнения динамики измерений во времени необходимо определить приращения МП ВС $\Delta\mathbf{x}_{\text{СНП}, k}$, смещения часов СНП потребителя $\Delta\tau_{\text{СНП}, k}$, МП j -го НС $\Delta\mathbf{x}_{j, k}$ и вектора ЛПВ от k -го до $(k+1)$ -го шага $\Delta\mathbf{e}_{j, k}$:

$$\left. \begin{array}{l} \Delta\mathbf{x}_{\text{СНП}, k} = \mathbf{x}_{\text{СНП}, k+1} - \mathbf{x}_{\text{СНП}, k}; \\ \Delta\tau_{\text{СНП}, k} = \tau_{\text{СНП}, k+1} - \tau_{\text{СНП}, k}; \\ \Delta\mathbf{x}_{j, k} = \mathbf{x}_{j, k+1} - \mathbf{x}_{j, k}; \\ \Delta\mathbf{e}_{j, k} = \mathbf{e}_{j, k+1} - \mathbf{e}_{j, k}. \end{array} \right\} \quad (9)$$

Тогда, в соответствии с выражениями (1) и (9), приращение фазы несущей $\tilde{\phi}_{j, k+1} - \tilde{\phi}_{j, k}$ удовлетворяет уравнению

$$\begin{aligned} \tilde{\phi}_{j, k+1} - \tilde{\phi}_{j, k} = & -(\mathbf{e}_{j, k} + \Delta\mathbf{e}_{j, k})^T \Delta\mathbf{x}_{\text{СНП}, k} + v_{j, k+1} - v_{j, k} + \\ & + \Delta\tau_{\text{СНП}, k} + \mathbf{e}_{j, k}^T \Delta\mathbf{x}_{j, k} + \Delta\mathbf{e}_{j, k}^T (\mathbf{x}_{j, k+1} - \mathbf{x}_{\text{СНП}, k}). \end{aligned} \quad (10)$$

Динамику во времени $z_{j, k+1}$ косвенного измерения можно представить так:

$$z_{j, k+1} = -\Delta\mathbf{e}_{j, k}^T \delta\hat{\mathbf{x}}_{\text{СНП}, k} + \Delta\mathbf{e}_{j, k}^T (\mathbf{x}_{j, k+1} - \hat{\mathbf{x}}_{\text{СНП}, k}) - (\tilde{\phi}_{j, k+1} - \tilde{\phi}_{j, k}). \quad (11)$$

Согласно (6) и (9)–(11) $z_{j, k+1}$ удовлетворяет следующему соотношению:

$$z_{j, k+1} = h_{j, k+1} \Delta\lambda_k + w_{j, k+1},$$

в котором

$$\begin{aligned} \Delta\lambda_k &= [\Delta\mathbf{x}_{\text{СНП}, k}^T \ \Delta\tau_{\text{СНП}, k}]^T; \\ w_{j, k+1} &= -\Delta\mathbf{e}_{j, k}^T \delta\hat{\mathbf{x}}_{\text{СНП}, k} - v_{j, k+1} + v_{j, k}. \end{aligned} \quad (12)$$

Объединение $z_{j, k+1}$ для всех спутников в вектор \mathbf{z}_{k+1} даёт следующее линейное уравнение:

$$\mathbf{z}_{k+1} = H_{k+1} \Delta\lambda_k + \mathbf{W}_{k+1}, \quad (13)$$

где $\mathbf{z}_{k+1} = [z_{1, k+1} \ z_{2, k+1} \dots z_{J, k+1}]^T$, $\mathbf{W}_{k+1} = [w_{1, k+1} \ w_{2, k+1} \dots w_{J, k+1}]^T$.

Согласно (12) и (13) эквивалентный вектор шумов измерений \mathbf{W}_{k+1} может быть представлен следующим образом:

$$\mathbf{W}_{k+1} = -\Delta H_k \delta\hat{\lambda}_k - \mathbf{v}_{k+1} + \mathbf{v}_k, \quad (14)$$

где $\Delta H_k = H_{k+1} - H_k$; $\mathbf{v}_k = [v_{1, k} \ v_{2, k} \dots v_{J, k}]^T$ – вектор дискретных шумов с нулевыми математическими ожиданиями и ковариационной матрицей $\Psi = d_\varphi I$.

Для обеспечения получения несмещённой оценки на каждом k -м шаге процесса фильтрации применительно к вектору эквивалентных шумов измерений \mathbf{W}_{k+1} введём эквивалентный матричный коэффициент усиления U_{k+1} , удовлетворяющий условию

$$U_k H_k = I.$$

Тогда на основании выражений (3), (14) уравнение динамики ошибки оценки запишем в виде:

$$\delta\hat{\lambda}_{k+1} = (I - U_{k+1}\Delta H_k)\delta\hat{\lambda}_k - U_{k+1}(\mathbf{v}_{k+1} - \mathbf{v}_k). \quad (15)$$

Рекурсивные уравнения для расчёта априорной $\delta\hat{\lambda}_k$ и апостериорной $\delta\hat{\lambda}_k$ ошибок оценки выводятся путём объединения (8) и (15). Запишем их следующим образом [6, 7]:

$$\delta\hat{\lambda}_k = (I - K_k H_k)(I - U_k \Delta H_{k-1})\delta\hat{\lambda}_{k-1} - (I - K_k H_k)U_k(\mathbf{v}_k - \mathbf{v}_{k-1}) - K_k \mathbf{n}_k; \quad (16)$$

$$\delta\hat{\lambda}_k = (I - U_k \Delta H_{k-1})(I - K_{k-1} H_{k-1})\delta\hat{\lambda}_{k-1} - (I - U_k \Delta H_{k-1})K_{k-1} \mathbf{n}_{k-1} - U_k(\mathbf{v}_k - \mathbf{v}_{k-1}). \quad (17)$$

Из (17) следует, что априорная ошибка оценки $\delta\hat{\lambda}_k$ не зависит от шума ПД измерений \mathbf{n}_k . Тогда уравнения рекурсивного вычисления апостериорной ковариационной матрицы ошибок оценивания и матричного коэффициента усиления в соответствии с (3) и (8) записываются в виде [6, 7]:

$$P_k = (I - K_k H_k)\tilde{P}_k(I - K_k H_k)^T + d_r K_k K_k^T; \quad (18)$$

$$K_k = \tilde{P}_k H_k^T (H_k \tilde{P}_k H_k^T + d_r I)^{-1} = \frac{1}{d_r} P_k H_k^T. \quad (19)$$

Поскольку в соответствии с выражением (17) $\delta\hat{\lambda}_{k-1}$ не зависит от \mathbf{v}_k , то справедливы следующие соотношения:

$$\left. \begin{aligned} M[\delta\hat{\lambda}_k \mathbf{v}_k^T] &= -(I - K_k H_k)U_k; \\ M[\delta\hat{\lambda}_k \mathbf{v}_{k+1}^T] &= O, \end{aligned} \right\} \quad (20)$$

где $M[\cdot]$ – символ операции вычисления математического ожидания, O – нулевая матрица.

На основе выражений (3), (16) и (19) получим уравнение динамики ковариационной матрицы ошибок оценивания:

$$\tilde{P}_{k+1} = (I - U_{k+1}\Delta H_k)P_k(I - U_{k+1}\Delta H_k)^T + \gamma_{\text{per}} U_{k+1}U_{k+1}^T, \quad (21)$$

где γ_{per} – корректирующий регулировочный коэффициент настройки, учитывающий приращение фазы несущей сигнала.

Как показано в [6, 7], уравнение (21) означает, что последовательность $\{\mathbf{v}_{k+1} - \mathbf{v}_k\}_{k=0,1,2,\dots}$ ошибочно считается ДБГШ. Ковариационная матрица (18) не зависит от коэффициента усиления и характеристик флуктуации шумов измерений. При формировании K_k для обновляющей последовательности измерений обычно используют уравнение для расчёта матричного коэффициента усиления ФК. Это приводит к расходимости процесса фильтрации ввиду несоответствия между фактическими статистическими характеристиками ошибок и ковариационной матрицей ошибок оценивания. Эффективным способом устранения расходимости процесса фильтрации является применение адаптивных методов обработки навигационной информации [8, 9]. Ввиду того, что для реализации алгоритма используются данные мониторинга о сигнально-помеховой обстановке, уместно использовать адаптивный ансамблевый среднеквадратичный ФК в сочетании с адаптивным алгоритмом Сейджа-Хуса [10].

Адаптация алгоритма оценивания

На этапе прогноза выполняется экстраполяция вектора состояния [10]

$$\boldsymbol{\lambda}_{k+1}^{f_i} = f(\boldsymbol{\lambda}_k^{a_i}) + \mathbf{W}_k^i,$$

где f обозначает состояние прогноза, верхний индекс a – состояние анализа, i – номер выборки, и рассчитывается среднее арифметическое значений переменных вектора состояния выборки объёма N (количество ансамблей) по формуле

$$\bar{\boldsymbol{\lambda}}_{k+1}^f = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \boldsymbol{\lambda}_{k+1}^{f_i}.$$

Затем определяются векторы погрешностей:

$$\mathbf{E}_{\lambda, k+1}^f = (\boldsymbol{\lambda}_{k+1}^{f_1} - \bar{\boldsymbol{\lambda}}_{k+1}^f \dots \boldsymbol{\lambda}_{k+1}^{f_N} - \bar{\boldsymbol{\lambda}}_{k+1}^f); \quad \mathbf{E}_{z, k+1}^f = (\mathbf{z}_{k+1}^{f_1} - \bar{\mathbf{z}}_{k+1}^{f_1} \dots \mathbf{z}_{k+1}^{f_N} - \bar{\mathbf{z}}_{k+1}^{f_N}).$$

Уравнения для расчёта ковариационных матриц на основе данных мониторинга [10]:

$$R_{\lambda z, k+1}^f = R_{k+1}^f H_{k+1}^T = \frac{1}{N-1} \mathbf{E}_{\lambda, k+1}^f (\mathbf{E}_{z, k+1}^f)^T; \quad (22)$$

$$R_{zz, k+1}^f = H_{k+1} R_{k+1}^f H_{k+1}^T = \frac{1}{N-1} \mathbf{E}_{z, k+1}^f (\mathbf{E}_{z, k+1}^f)^T. \quad (23)$$

На этапе коррекции с учётом выражений (22) и (23) формулу для расчёта матричного коэффициента усиления ФК можно представить в виде:

$$K_{k+1} = R_{\lambda z, k+1}^f (R_{zz, k+1}^f)^{-1}.$$

Расчёт ковариационной матрицы шумов измерений выполняется по формуле [10]:

$$V_{k+1} = (1 - \beta_{k+1}) P_k + \beta_{k+1} (\boldsymbol{\varepsilon}_{k+1} \boldsymbol{\varepsilon}_{k+1}^T),$$

где $\boldsymbol{\varepsilon}_{k+1} = \mathbf{z}_{k+1} - \bar{\mathbf{z}}_{k+1}^f$; β_{k+1} – весовой коэффициент, который вычисляется по формуле

$$\beta_{k+1} = (1 - b) / (1 - b^{k+2});$$

b – коэффициент устаревания, придающий больший вес последнему измерению, $0 < b < 1$.

Расчёт приращения α среднеквадратического отклонения (СКО) обновляющего процесса выполняется по формуле [10]:

$$\alpha = \left[1 + \sqrt{V_{k+1} (R_{zz, k+1}^f)^{-1}} \right]^{-1}.$$

Тогда выражение для расчёта обновлённого матричного коэффициента усиления можно записать в виде:

$$\tilde{K}_{k+1} = \alpha K_{k+1}.$$

На этапе коррекции рассчитывается апостериорная оценка вектора состояния [10]:

$$\begin{aligned} \bar{\boldsymbol{\lambda}}_{k+1}^a &= \bar{\boldsymbol{\lambda}}_{k+1}^f + K_{k+1} \boldsymbol{\varepsilon}_{k+1}; \quad \tilde{\boldsymbol{\lambda}}_{k+1}^{a_i} = \tilde{\boldsymbol{\lambda}}_{k+1}^{f_i} - \tilde{K}_{k+1} h(\tilde{\boldsymbol{\lambda}}_{k+1}^{f_i}); \\ \breve{\boldsymbol{\lambda}}_{k+1}^a &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \tilde{\boldsymbol{\lambda}}_{k+1}^{a_i}; \quad \boldsymbol{\lambda}_{k+1}^a = \bar{\boldsymbol{\lambda}}_{k+1}^a + \breve{\boldsymbol{\lambda}}_{k+1}^a. \end{aligned}$$

Для оценки точности классического и адаптивного алгоритмов используются СКО, которые вычисляются на основе статистической обработки результатов измерений:

$$\sigma_i = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{k=1}^N (\hat{\lambda}_{i,k} - \lambda_{i,k})^2}.$$

Результаты моделирования и исследования

Для исследования характеристик предлагаемого алгоритма проведено моделирование подробно изложенной в [6] реальной ситуации сбоя в работе ГНСС при геомагнитной буре. В ходе моделирования сравнивались классический и адаптивный ФК СНП. В течение каждого испытания продолжительностью 2000 секунд предполагалось, что сбои в работе спутников происходили на 921-й секунде. Результаты моделирования показаны на рис. 2–5. Резкие скачки ошибок, которые появляются на сплошной линии как на 921-й, так и на 1517-й секунде, обусловлены сбоями в работе ГНСС. Предполагаемая СКО шума измерения ПД – 7 м, фактическое значение СКО достигает 30 м, при этом фактическая ошибка оценки координат ухудшается до 15 м, как показано на рис. 2 при использовании классического алгоритма. Несоответствие характеристик модели ДБГШ погрешности измерения ПД приводит к несоответствию между фактической статистикой ошибок оценки координат $\delta_{x,y,z}$ и ковариационной матрицей ошибок неадаптивного фильтра $\sigma_{x,y,z}$, показанной на графиках рис. 2, а, б, в.

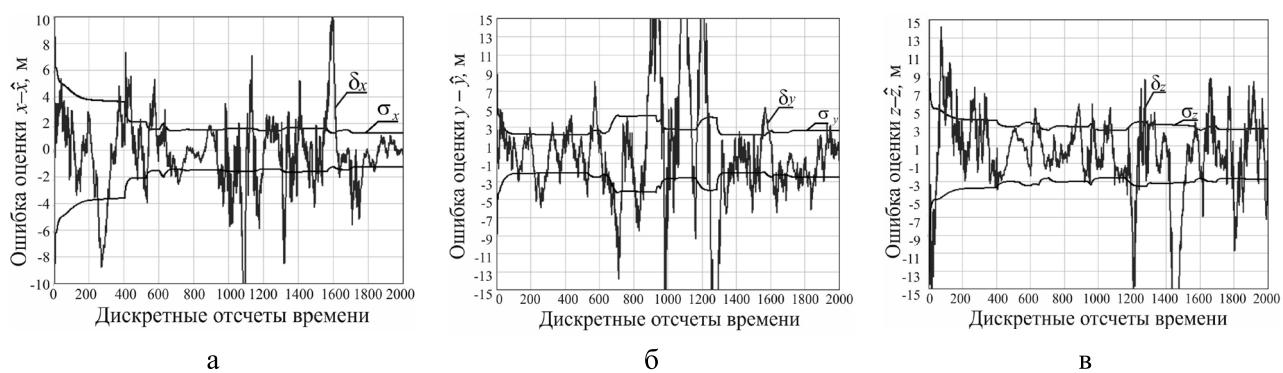


Рис. 2. Ошибки оценки координат в классическом алгоритме x – а, y – б, z – в

В то же время результаты исследований адаптивного алгоритма, представленные на рис. 3, а, б, в, наглядно демонстрируют отсутствие процесса расходимости в аналогичных моделируемых условиях.



Рис. 3. Ошибки оценки координат в адаптивном алгоритме x – а, y – б, z – в

На рис. 4 представлены результаты исследования погрешности определения МП ВС на основе рассматриваемых алгоритмов.

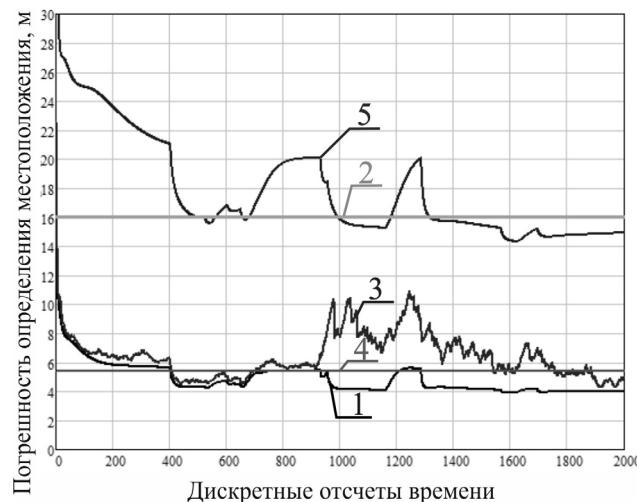


Рис. 4. Погрешности определения МП ВС:
расчётные по ковариационным матрицам: 1 – обычный алгоритм, 3 – адаптивный алгоритм;
фактические: 2 – обычный алгоритм, 4 – адаптивный алгоритм;
5 – расчётная по ковариационной матрице неадаптивного алгоритма при соответствии модели измерения псевдодальности реальному процессу

На рис. 5 приведены результаты исследования горизонтальной СКП для моделируемых ситуаций.

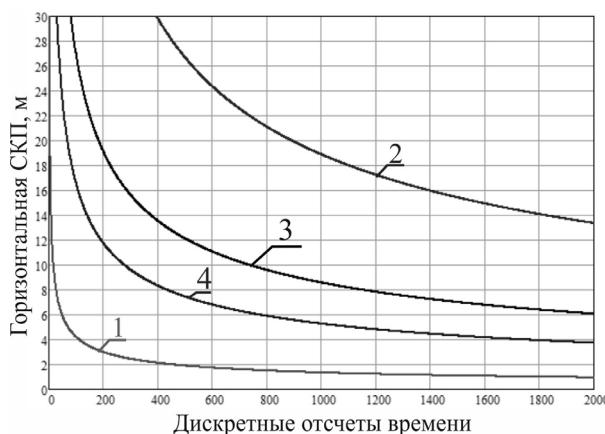


Рис. 5. СКП определения плановых координат:
1 – СКП определения горизонтальных координат при условии отсутствия влияния на сигналы спутников ГЛОНАСС/GPS дестабилизирующих внешних факторов; 2 – СКП при условии воздействия на сигналы спутников ГЛОНАСС/GPS помех; 3 – СКП после исключения («отбраковки») непригодных спутников; 4 – СКП при использовании адаптивного алгоритма обработки информации

На рис. 4 кривые 1 и 2 расположены на удалении друг от друга, превышающем 3σ , это означает, что ковариационная матрица ошибок оценивания МП, формируемая неадаптивным фильтром, не согласуется со статистикой фактических ошибок, полученных методом Монте-Карло. Кривые 3 и 4 расположены близко друг к другу ввиду того, что ковариационная матрица ошибок оценивания, формируемая адаптивным фильтром, согласуется с фактическими статистическими характеристиками ошибок оценивания. Кривые 2 и 5 расположены близко друг к другу, это означает, что ковариационная матрица ошибок оценивания, формируемая

неадаптивным фильтром при условии соответствия характеристик модели измерения ПД реальному процессу, согласуется со статистикой фактических ошибок.

Анализ графиков, представленных на рис. 5, показывает, что влияние шумов и помех на сигналы НС приводит к увеличению погрешности определения плановых координат (кривая 2), что в свою очередь приводит к увеличению погрешности определения отклонения ВС от линии глиссады при заходе на посадку. В то же время исключение («отбраковка») спутников из решения навигационной задачи позволяет повысить точность определения координат (кривая 3), но приводит к уменьшению количества псеводальномерных измерений и к ухудшению геометрических условий НВО. Применение адаптивного алгоритма позволяет сохранить количество спутников, используемых для решения навигационной задачи, и повысить точность оценки координат путём адаптивного изменения коэффициента использования сигналов в алгоритме НВО (кривая 4).

Таким образом, можно сделать вывод, что адаптивный фильтр является более подходящим по сравнению с неадаптивным, поскольку обеспечивает более высокую точность определения координат ВС и согласованную информацию о ковариации ошибок оценивания с фактической погрешностью. Результаты определения СКО пространственных координат ВС и среднеквадратической сферической ошибки приведены в таблице.

СКО определения пространственных координат ВС

Алгоритм	Точность определения координат (СКО), м			Среднеквадратическая сферическая ошибка, м
	x	y	z	
Классический	8,874	9,115	9,759	16,033
Адаптивный	2,967	3,063	3,136	5,180
Повышение точности	5,907, 66,5 %	6,052, 66,4 %	6,623, 67,9 %	10,893, 67,7 %

Выигрыш в точности определения пространственного МП ВС при использовании адаптивного алгоритма составил 10,893 м или 67,7 % по сравнению с неадаптивным алгоритмом. По сравнению с классическим ФК предлагаемый алгоритм не только обладает более высокой точностью фильтрации, но и может эффективно корректироваться при увеличении интенсивности шума измерения, что позволяет подавить расходимость процесса фильтрации и повысить точность оценки.

Заключение

В работе представлены результаты исследования точности определения координат ВС при использовании спутниковой системы посадки в условиях воздействия шумов и нестабильности характеристик сигналов НС. В СНП используется классический фильтр Калмана для оценки навигационно-временных параметров. Диапазон вариаций ошибок оценивания зависит от расхождения дальнометрического кода и фазы несущей сигнала, которые возникают при изменении сигнально-помеховой обстановки, что в свою очередь приводит к ошибкам вычисления дифференциальных поправок и как следствие к погрешности определения отклонения ВС от линии глиссады при заходе на посадку и посадке. С целью получения достоверной ковариационной матрицы ошибок оценивания в работе синтезирован алгоритм адаптивной обработки псеводальномерных измерений в СНП ЛККС на основе данных мониторинга сигнально-помеховой обстановки.

Проведён сравнительный анализ точностных характеристик классического и адаптивного алгоритмов фильтрации путём моделирования реальной ситуации сбоя в работе ГНСС. В ходе моделирования подтверждено, что фактические значения ошибок оценивания классического ФК приёмника спутниковой навигации отличаются от расчётных из-за несоответствия между предполагаемой моделью шумов псеводальномерных измерений и реальными шумовыми процессами. Показано, что адаптивный фильтр обеспечивает несмещённые оценки с ковариационными

матрицами ошибок, соответствующими фактическим ошибкам оценивания. Выигрыш в точности определения пространственного МП ВС при использовании адаптивного алгоритма составил 10,893 м или 67,7 % по сравнению с неадаптивным алгоритмом. По сравнению с классическим ФК предлагаемый алгоритм не только обладает более высокой точностью фильтрации, но и может эффективно корректироваться при отклонении интенсивности шума измерения от расчётного значения, что позволяет подавить расходимость алгоритма фильтрации и повысить точность оценки. Результаты исследований согласуются с данными, опубликованными в других источниках.

Полученные результаты предполагается внедрить в интеллектуальные транспортные системы на основе спутниковых технологий при решении задач навигации и посадки ВС.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Руководство по глобальной навигационной спутниковой системе (GNSS). Монреаль: ИКАО, 2013. 100 с.
2. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / Под ред. А. И. Перова, В. Н. Харисова. 4-е изд., перераб. и доп. Москва: Радиотехника, 2010. 800 с.
3. Завалишин О. И. Методы повышения целостности и непрерывности навигационных данных при точном заходе на посадку по приборам воздушных судов с использованием спутниковых радионавигационных систем: дис. канд. техн. наук. Москва, Московский государственный технический университет гражданской авиации, 2018. 235 с.
4. Hatch R. R. The synergism of GPS code and carrier measurements. *Proc. Third Int. Geodetic Symp. on Satellite Doppler Positioning*. New Mexico, February 1982. Vol. II, pp. 1213–1232.
5. Локальная контрольно-корректирующая станция ЛККС-А-2000. Руководство по технической эксплуатации. Москва: НППФ Спектр, 2011. 52 с.
6. Lee H. K., Rizos C. and Ji G. I. Design of kinematic DGPS filters with successive error covariance information. *Proceedings of the IEE – Radar, Sonar and Navigation*, 2004, vol. 151, no. 6, pp. 382–388.
7. Lee H. K. and Rizos C. Position-domain Hatch filter for kinematic differential GPS/GNSS. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2008, vol. 44, no. 1, pp. 30–40. <https://doi.org/10.1109/TAES.2008.4516987>
8. Ерохин В. В., Лежанкин Б. В., Шалаев А. А., Болелов Э. А., Козлов А. И. Траекторная фильтрация в задаче слежения за радионавигационными параметрами приёмника спутниковой навигации на основе адаптивных методов обработки информации // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2025. № 50. С. 9–19.
9. Ерохин В. В., Лежанкин Б. В., Болелов Э. А., Урбанский Д. Ю. Оценка параметров многопозиционной системы наблюдения на основе адаптивного фильтра Калмана // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 46. С. 9–19.
10. Nan D., Wang W., Wang K., Mahfoud R. J., Alhelou H. H. & Siano P. Dynamic state estimation for synchronous machines based on adaptive ensemble square root Kalman filter. *Applied Sciences*, 2019, 9(23), 5200.

References

1. Global Navigation Satellite System (GNSS) Manual. Montreal, ICAO, 2013, 100 p. (In Russ.)
2. GLONASS. *Principles of construction and operation*. Ed. A. I. Perov, V. N. Kharisov, 4th ed., revised and enlarged. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2010, 800 p. (In Russ.)
3. Zavalishin O. I. Methods for improving the integrity and continuity of navigation data during precision instrument approaches of aircraft using satellite radio navigation systems. Diss. Cand. of Techn. Sciences. Moscow, Moscow State Technical University of Civil Aviation, 2018, 235 p. (In Russ.)

4. Hatch R. R. The synergism of GPS code and carrier measurements. *Proc. Third Int. Geodetic Symp. on Satellite Doppler Positioning*. New Mexico, February 1982. Vol. II, pp. 1213–1232.
5. Local control and correction station LKKS-A-2000. Technical operation manual. Moscow, NPPF Spektr, 2011, 52 p. (In Russ.)
6. Lee H. K., Rizos C. and Ji G. I. Design of kinematic DGPS filters with successive error covariance information. *Proceedings of the IEE – Radar, Sonar and Navigation*, 2004, vol. 151, no. 6, pp. 382–388.
7. Lee H. K. and Rizos C. Position-domain Hatch filter for kinematic differential GPS/GNSS. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2008, vol. 44, no. 1, pp. 30–40.
<https://doi.org/10.1109/TAES.2008.4516987>
8. Erokhin V. V., Lezhankin B. V., Shalaev A. A., Bolelov E. A., Kozlov A. I. Trajectory filtering in the problem of tracking radio navigation parameters of a satellite navigation receiver based on adaptive information processing methods. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2025, no. 50, pp. 9–19. (In Russ.)
9. Erokhin V. V., Lezhankin B. V., Bolelov E. A., Urbansky D. Y. Estimation of the parameters of a multi-position surveillance system based on an adaptive Kalman filter. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no. 46, pp. 9–19. (In Russ.)
10. Nan D., Wang W., Wang K., Mahfoud R. J., Alhelou H. H. & Siano P. Dynamic state estimation for synchronous machines based on adaptive ensemble square root Kalman filter. *Applied Sciences*, 2019, 9(23), 5200.

Информация об авторах

Ерохин Вячеслав Владимирович, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры, Иркутский филиал Московского государственного технического университета гражданской авиации, Иркутск, Россия, ww_erohin@mail.ru

Лежанкин Борис Валентинович, кандидат технических наук, доцент, заведующий кафедрой, Иркутский филиал Московского государственного технического университета гражданской авиации, Иркутск, Россия, lezhbor@mail.ru

Шалаев Алексей Александрович, преподаватель, Иркутский филиал Московского государственного технического университета гражданской авиации, Иркутск, Россия, alexsnow9999@gmail.com

Болелов Эдуард Анатольевич, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия, e.bolelov@mstuca.aero

Authors information

Erokhin Vyacheslav V., Doctor of Sciences (Engineering), Associate Professor, Professor of Department, Irkutsk Branch of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk, Russia, ww_erohin@mail.ru

Lezhankin Boris V., Candidate of Sciences (Engineering), Associate Professor, Head of Department, Irkutsk Branch of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk, Russia, lezhbor@mail.ru

Shalaev Alexey A., Teacher, Irkutsk Branch of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk, Russia, alexsnow9999@gmail.com

Bolelov Eduard A., Doctor of Sciences (Engineering), Professor, Head of Department, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, e.bolelov@mstuca.aero

Статья поступила в редакцию 08.10.2025; одобрена после рецензирования 04.12.2025; принята к публикации 11.12.2025.

The article was submitted 08.10.2025; approved after review 04.12.2025; accepted for publication 11.12.2025.

Научная статья
УДК 629.7.083

КОНЦЕПЦИЯ АВИАЦИОННОГО ПУЛА В ЗАДАЧАХ СЕРВИСНОГО СОПРОВОЖДЕНИЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

С. Д. ЗАХАРОВ^{1,2}, И. Г. КИРПИЧЕВ^{3,4}

¹ *Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, Россия*

² *ООО «РАпарт Сервисез», Москва, Россия*

³ *Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия*

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

Аннотация. Проведён сравнительный анализ систем сопровождения эксплуатации воздушных судов (ВС) в СССР и РФ, ключевое отличие между которыми – появление сервисного сопровождения в российской практике. Рассмотрен механизм организации сервисного сопровождения с применением пула, включая сравнение двух его форм – реальной и виртуальной – с анализом преимуществ и недостатков каждой из форм. Выявлены системные проблемы в эксплуатации отечественной авиационной техники на примере самолётов типа RRJ-95. На основе анализа существующих подходов и учёта эксплуатационного опыта предложена концепция «гибридного пула», направленная на устранение выявленных проблем в эксплуатации и недостатков ранее существовавших «моделей пулов». Результаты исследования могут быть использованы для совершенствования системы послепродажного обслуживания отечественной авиационной техники.

Ключевые слова: эксплуатация авиационной техники, пул, послепродажное обслуживание, гражданская авиация, сервисное сопровождение авиационной техники, воздушное судно

Для цитирования: Захаров С. Д., Кирпичев И. Г. Концепция авиационного пула в задачах сервисного сопровождения эксплуатации авиационной техники // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2025. № 53. С. 28–41.

THE CONCEPT OF AVIATION POOL IN THE TASKS OF AFTER-SALES SERVICE OF AIRCRAFTS

S. D. ZAKHAROV^{1,2}, I. G. KIRPICHEV^{3,4}

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

² *LLC “RApart Services”, Moscow, Russia*

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

⁴ *Scientific and Production Enterprise “Aerosila”, Stupino, Moscow region, Russia*

Abstract. A comparative analysis of aircraft operational support systems in the USSR and the Russian Federation has been conducted. The key distinction identified is the emergence of service support in Russian practice. The mechanism for organizing service support using a pool is examined, including a comparison of its two forms – physical and virtual – with an analysis of the advantages and disadvantages of each. Systemic problems in the operation of domestic aircraft are identified, using the RRJ-95 aircraft type as an example. Based

on the analysis of existing approaches and operational experience, a “hybrid pool” concept is proposed, aimed at resolving the identified operational problems and shortcomings of previous “pool models”. The research results can be used to improve the after-sales service system for domestic aircraft.

Keywords: operation of aircraft , pool, after-sales service, civil aviation, service support, aircraft

For citation: Zakharov S. D., Kirpichev I. G. The concept of aviation Pool in the tasks of after-sales service of aircrafts. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2025, no. 53, pp. 28–41. (In Russ.)

Введение

В настоящее время авиационная отрасль испытывает значительные трудности с разработкой, сертификацией и вводом в эксплуатацию воздушных судов (ВС) отечественного производства [1]. Проблемы обусловлены совокупностью организационных ошибок, в том числе связанных с низким уровнем развития системы сопровождения эксплуатации авиационной техники (АТ) [2]. Недооценка этой сферы в конечном итоге привела к снижению конкурентоспособности отечественной авиатехники [3, 4]. Каждый эксплуатант при выборе нового ВС уделяет первостепенное внимание уровню развития системы сопровождения, поскольку от этого зависят безопасность полётов и экономическая эффективность эксплуатации ВС.

Актуальность данного исследования обусловлена необходимостью создания эффективной системы послепродажного обслуживания для новых отечественных воздушных судов, запланированных к вводу в эксплуатацию в ближайшие годы.

Рассмотрим опыт СССР (рис. 1) и России (рис. 2) с целью выявления достоинств и недостатков систем сопровождения эксплуатации отечественных ВС.

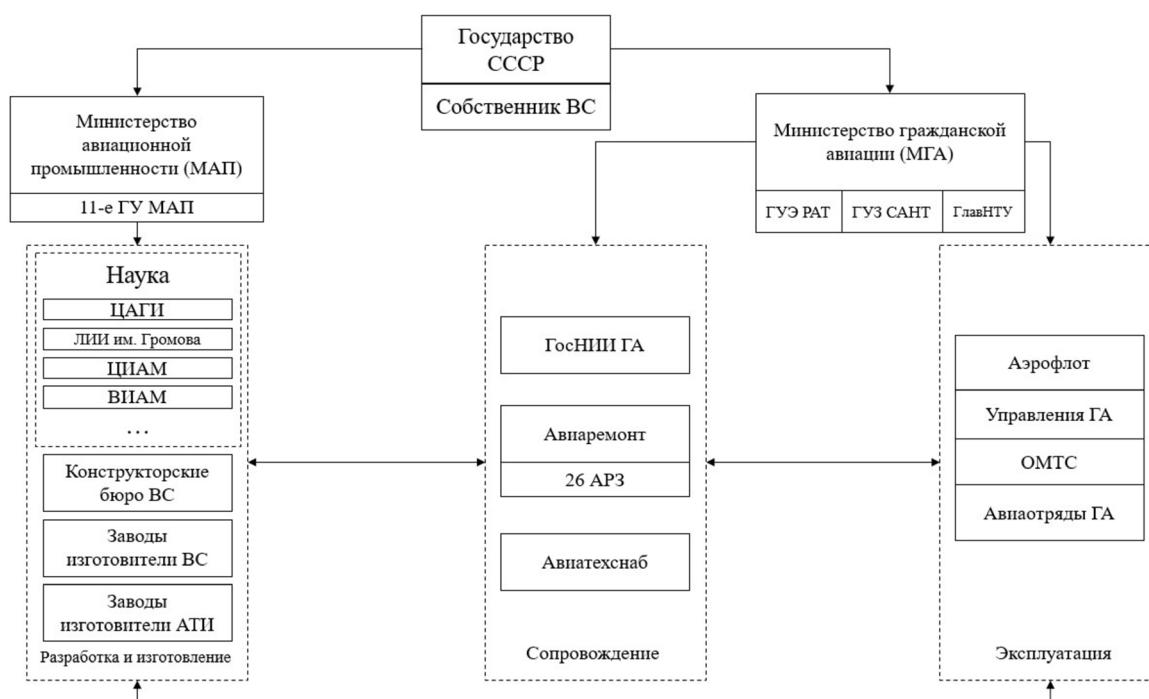


Рис. 1. Система сопровождения эксплуатации ВС в СССР

Разработкой, изготовлением и модернизацией ВС занимались организации, подконтрольные Министерству авиационной промышленности и его 11-му Главному управлению (эксплуатация авиационной техники), на рис. 1 – 11-е ГУ МАП. Эксплуатация и сопровождение эксплуатации

были подконтрольны Министерству гражданской авиации, в частности, главное управление эксплуатации и ремонта авиационной техники (ГУЭ РАТ), главное управление заказов серийной авиационной и наземной техники (ГУЗ САНТ), Главное Научно-техническое управление (ГлавНТУ), отдел материально-технического снабжения (ОМТС). Основным и единственным эксплуатантом авиационной техники в СССР была государственная авиакомпания «Аэрофлот». Аэрофлот имел свою сеть складов, расположенных в соответствии с географией эксплуатации ВС; поставкой и ремонтом авиационно-технического имущества (АТИ) занимались государственные организации «Авиатехснаб» и «Авиаремонт» соответственно. Особенностями данной системы являлись:

- централизованное управление всеми процессами;
 - вертикальная интеграция от разработки до эксплуатации;
 - единая техническая политика;
 - стандартизация всех процессов.

Эта структура обеспечивала полный цикл сопровождения ВС: от разработки и производства до эксплуатации и ремонта, гарантируя высокие уровни безопасности и эффективности авиационной отрасли СССР.

В 1990-е годы система сопровождения радикально изменилась. Появились частные эксплуатанты («Трансаэро», «Тюменьавиатранс», «Сибирь», «Уральские авиалинии» и др.) с меньшим чем у Аэрофлота парком ВС и ограниченной государственной поддержкой. Для их обслуживания создавались частные компании-поставщики АТИ («Авиасистемы», «Техпромсервис», «Инверсия», МФГ, «FLY-AVIA» и др.). Перечень услуг и структура системы сопровождения изменились и расширились. Появился новый элемент системы – сервисное сопровождение, появились долгосрочные контракты на поставку АТИ с оплатой «за лётный час» [5], предложения услуг по организации технического обслуживания и ремонта (ТОиР) от поставщиков АТИ, обмен исправного АТИ на неисправное (Exchange), оценка ВС и отдельных АТИ на соответствие требованиям лётной годности, контракты жизненного цикла типа РВЛ и другие виды услуг.

В настоящее время в связи с изменением структуры парка ВС, структуры авиационно-промышленного комплекса РФ и изменением авиационного законодательства расширился спектр услуг системы сопровождения ВС.

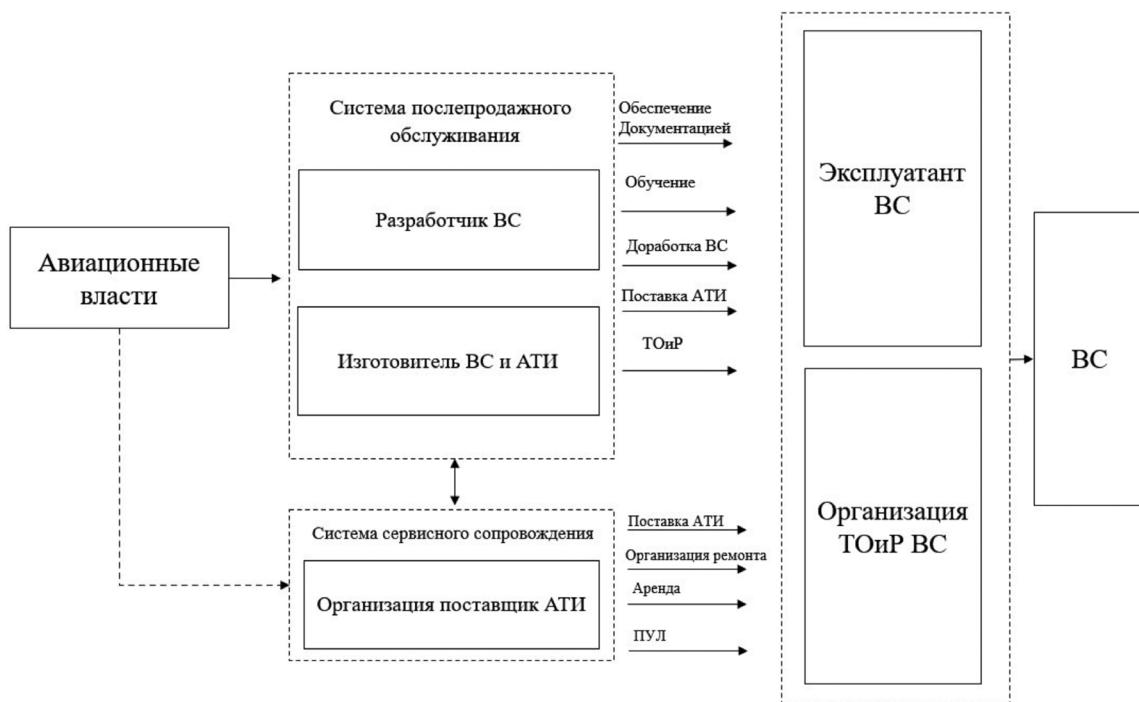


Рис. 2. Современная система сопровождения эксплуатации ВС в РФ

Современная система сопровождения эксплуатации АТ (рис. 2) в настоящее время представляет собой совокупность двух систем: послепродажного обслуживания (ППО) и сервисного сопровождения. На схеме рис. 2 показаны также авиационные власти – органы исполнительной власти РФ, уполномоченные осуществлять функции по разработке нормативной базы, контролю и сертификации процессов разработки, изготовления и эксплуатации гражданской АТ (Минтранс РФ, Ространснадзор, Росавиация).

Последпродажное обслуживание — это комплекс работ, выполняемых разработчиком (изготовителем) ВС, включающий в себя обеспечение эксплуатанта эксплуатационной документацией, обучение лётного и наземного персонала, модернизацию ВС, поставку АТИ, а также другие работы в соответствии с разрешённой сферой деятельности (техническое обслуживание, ремонт и т. д.).

Сервисное сопровождение — это комплекс работ и услуг, выполняемый организациями – поставщиками АТИ, включающий в себя поставку, организацию ремонта и обмена АТИ, полную поддержку исправности парка ВС, аренду АТИ и организацию авиационных пулов.

Важно отметить, что в настоящее время авиационные власти РФ обеспечивают контроль и регулирование системы сопровождения эксплуатации АТ только в части системы ППО через процедуры сертификации разработчика-изготовителя АТ¹.

Система сервисного сопровождения эксплуатации АТ развивается в рамках системы добровольной сертификации и фактически находится вне государственной системы контроля и регулирования процессов разработки, изготовления и эксплуатации АТ. Данный фактор определяет формирование неконтролируемых рисков для безопасности полётов и эффективной эксплуатации гражданской АТ.

В связи с изложенным актуальной задачей в настоящее время является разработка теории, практики и нормативной базы Системы сервисного сопровождения эксплуатации АТ и, в частности, создания авиационных пулов компонентов воздушных судов.

Авиационные пулы

Пул (англ. pool – «общий котёл») – форма объединения двух или более участников, при которой их имущество поступает в общий фонд для совместного использования по заранее согласованным правилам [6, 7].

Авиационный пул – это система управления номенклатурой и количеством АТИ по определённому алгоритму, обеспечивающему поддержание лётной годности заданного парка ВС. Управление пулом осуществляет специальная организация – оператор пула (организация – поставщик АТИ, рис. 2). Участники пула – организации, участвующие в поддержании лётной годности ВС: эксплуатанты, организации по ТОиР, оператор, авиационные власти, а также разработчики и изготовители АТИ [6].

В настоящее время распространены два вида пулов – «реальный» и «виртуальный».

Реальный пул – система управления номенклатурой и количеством АТИ на основе централизованного склада, который формирует и поддерживает оператор (организация – поставщик АТИ), являющийся его владельцем. Схема реального пула показана на рис. 3.

Реальный пул может создаваться оператором путём закупки или объединения запасов АТИ. Оператор формирует склад, пополняемый на основе потребностей эксплуатантов, и предоставляет участникам услуги по аренде и обмену запасных частей. Пример реального пула – пул запасных частей, организованный компанией ООО «РАпарт Сервисез» с рядом эксплуатантов RRJ-95. Оператор также может заключить соглашения о поставке и ТОиР с изготовителями

¹ Приказ Министерства транспорта Российской Федерации от 17 июня 2019 г. № 184 «Об утверждении Федеральных авиационных правил «Сертификация авиационной техники, организаций разработчиков и изготовителей. Часть 21».

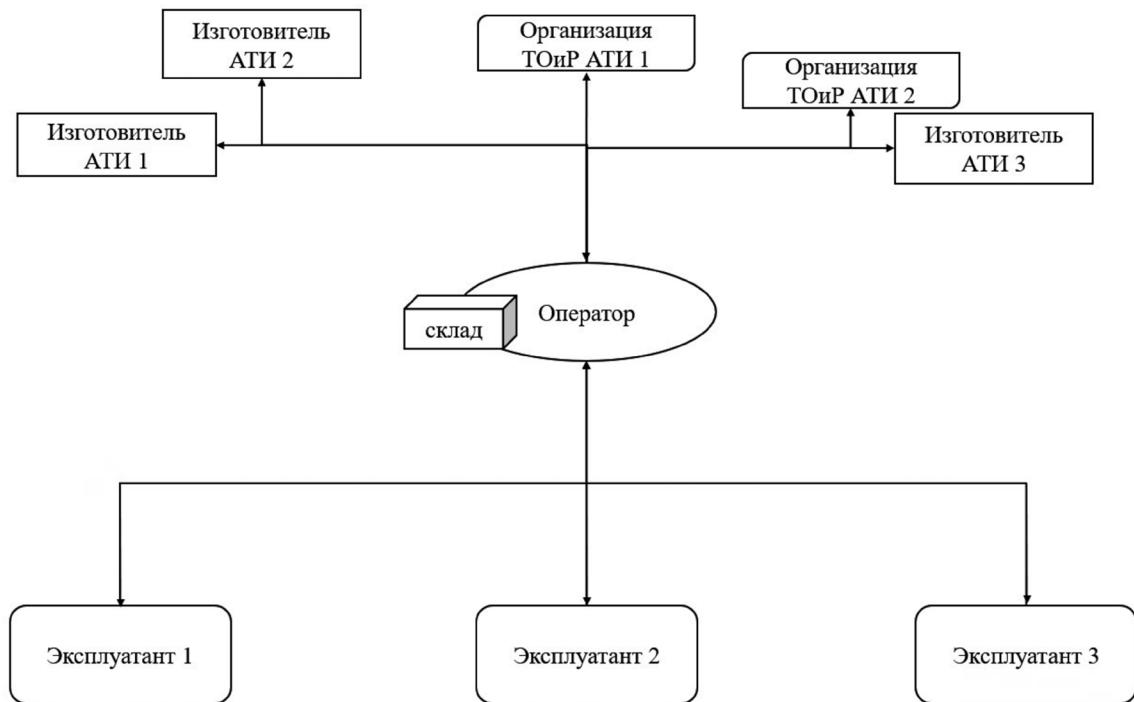


Рис. 3. Схема «реальный пул»

АТИ и организациями по ТОиР АТИ с целью координации действий всех участников пула для поддержания лётной годности. Алгоритм работы реального пула представлен на рис. 4.



Рис. 4. Алгоритм работы реального пула

Реальный пул работает примерно по следующему алгоритму:

- формируется склад АТИ, определяются номенклатура и количество АТИ;
- оператор получает заказ от эксплуатанта/организации ТОиР на поставку или предоставление подменного АТИ;

- оператор предоставляет АТИ;
- в случае обычной поставки АТИ оператор обновляет статистические данные и при необходимости пополняет склад;
- в случае предоставления подменного АТИ оператор получает от эксплуатанта неисправное АТИ и направляет его в организацию ТОиР АТИ, где после инспекции определяется целесообразность ремонта, на этом этапе обновляются статистические данные, после чего принимается решение о ремонте или закупке нового АТИ и помещении его на склад.

Виртуальный пул – система управления номенклатурой и количеством АТИ на основе распределённой сети складов, формируемых участниками пула, и управляемая с помощью информационного портала, поддерживаемого оператором. При этом запасы АТИ участников пула могут предоставляться одним участником в аренду другому участнику [6]. Схема виртуального пула представлена на рис. 5.

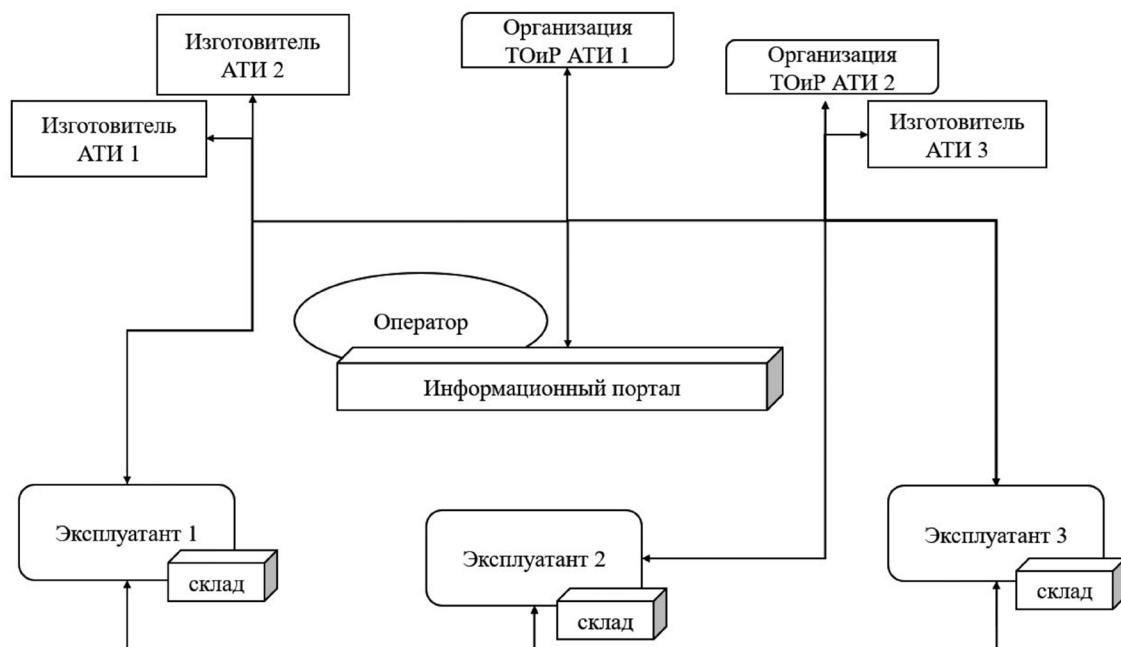


Рис. 5. Схема «виртуальный пул»

В виртуальном пуле оператор отвечает за функционирование информационного портала, а транспортировка деталей и организация их ремонта выполняются самими эксплуатантами.

Пример виртуального пула – пул запасных частей, созданный совместно эксплуатантами АО «Авиашельф», ООО «Лукойл-Авиа», ООО «Газпромавиа», организацией ТОиР ОАО «ЮТЭйр-Инжиниринг» и оператором АО «Авиасистемы» для поддержания лётной годности ВС типов Ми-8МТВ/АМТ, Ми-171/172. Участником данного пула также является ФГУП ГосНИИ ГА, отвечающее за контроль аутентичности используемого АТИ. Алгоритм работы виртуального пула показан на рис. 6.

Виртуальный пул работает по примерно следующему алгоритму:

- каждая авиакомпания формирует свой склад АТИ;
- информация о наличии АТИ у эксплуатантов размещается на портале;
- на портале формируются заказы на предоставление подменного АТИ от одного эксплуатанта другому;
- заказ выполняется, предоставляется АТИ;
- эксплуатант – владелец неисправного АТИ отправляет его на инспекцию в организацию ТОиР АТИ, где определяется целесообразность ремонта;

**Рис. 6.** Алгоритм работы виртуального пула

- в случае целесообразности ремонта АТИ ремонтируют и возвращают на ВС, подменное АТИ возвращается владельцу;

- в случае нецелесообразности ремонта владелец неисправного АТИ либо покупает новое АТИ, либо выкупает предоставленное подменное АТИ.

Недостаток виртуального пула – отсутствие единой системы анализа поступающих эксплуатационных данных, на основе которых должны пополняться распределённые склады АТИ.

Основными преимуществами участия эксплуатанта в пуле (как реальном, так и виртуальном) являются снижение затрат на создание и пополнение собственного склада и сокращение простоев ВС за счёт оперативного получения АТИ.

Анализ проблем технической эксплуатации RRJ-95

В начале эксплуатации самолёта RRJ-95 его среднесуточный налёт находился на низком уровне. Например, парк RRJ-95 ОАО «Аэрофлот» в 2012 году имел среднесуточный налёт всего 3,9 часа [1], аналогичная ситуация наблюдалась и у других эксплуатантов [2]. В последующие годы налёт вырос до 5 часов в сутки за счёт формирования склада АТИ производителем, но оставался на низком уровне [2]. Низкие показатели налёта были обусловлены длительными простоями ВС [1], связанными как с недостаточным уровнем послепродажной поддержки, так и с низкой надёжностью АТИ.

Низкий уровень послепродажной поддержки ВС заключался в:

- 1) недостаточном уровне информационно-технологической оснащённости, а именно:
- отсутствие веб-портала на первых этапах эксплуатации [8];

- низкий уровень программного (ПО) и информационно-аналитического обеспечения [9];
- отсутствие форматов коммуникаций участников ППО с эксплуатантами на ранних этапах эксплуатации [8].

2) проблемах с запасными комплектующими и средствами наземного обслуживания (СНО), а именно:

- до 2015 года отсутствовали склады АТИ на территории РФ, они были расположены во Франкфурте-на-Майне в Германии, Форт-Лодердейле в США, Венеции в Италии, возникали проблемы из-за длительных сроков поставки АТИ [1, 10, 11].

3) высокой стоимости запасных частей, а также низком уровне логистического обеспечения поставки АТИ [1, 8, 10].

Статистика отказов у разных эксплуатантов данного типа ВС существенно различалась ввиду отличий в условиях эксплуатации. Но в большинстве случаев заявленная в Recommended Spare Parts List (Рекомендованный список запасных частей) наработка до отказа не соответствовала фактической [1]. Ниже перечислены системы по главам стандарта ATA 100 с наибольшим количеством выявленных отказов:

- 34 пилотажно-навигационное оборудование [11];
- 52 двери, люки, створки²;
- 32 шасси [12];
- 21 система кондиционирования воздуха [1];
- 33 освещение и световая сигнализация [1].

Помимо отказов фиксировалось большое количество дефектов, в основном трещин и коррозии в крыле, фюзеляже и оперении^{3, 4, 5}.

Анализ вышеперечисленных проблем позволяет сделать следующие выводы.

При вводе нового ВС в эксплуатацию необходимо заранее комплектовать склады АТИ, удовлетворяющие следующим параметрам:

- склад или склады должны находиться в четырёхчасовой доступности от эксплуатантов/ организаций ТОиР ВС в случае невозможности вылета ВС без этого АТИ (Aircraft on ground (AOG));

- на начальном этапе эксплуатации количество АТИ на складах должно быть оптимизировано с учётом поправок на возможные проблемы с надёжностью АТИ и конструкции ВС, что позволит уменьшить простоя ВС в связанных с этими проблемами случаях;

- запасы на складах должны постоянно пополняться на основе анализа данных об отказах, в том числе с выделением статистики по каждому эксплуатанту, что позволит учитывать особенности эксплуатации ВС разными авиакомпаниями (АК) и сократить средние сроки поставки АТИ, одновременно повышая уровень клиентской поддержки;

- для АТИ иностранного производства необходима локализация ремонтов на территории РФ;

- должна быть налажена логистическая сеть между складами, изготовителями, ремонтными организациями АТИ и эксплуатантами;

- должна быть развернута информационная платформа, заранее адаптированная под новое ВС и объединяющая эксплуатантов, изготовителя ВС, поставщиков АТИ, авиационные власти, организации по ТОиР и изготовителей АТИ.

Большую часть из этих вопросов можно решить полностью или частично с помощью организации пула.

² Сервисный бюллетень № RRJ-32-00354-БД. Филиал ПАО «Корпорация «Иркут» «Региональные самолёты», 2020.

³ Архив материалов расследований инцидентов и производственных происшествий [Электронный ресурс]. URL: <https://archive.aviaregistr.ru/> (дата обращения: 22.02.2024).

⁴ Сервисный бюллетень RRJ-53-00408-БД. АО «ГСС», 2018.

⁵ Сервисные бюллетени RRJ-55-00373-БД, RRJ-55-00348-БД, RRJ-53-00293-БД, RRJ-57-00391-БД. АО «ГСС», 2017.

Концепция пула для новых ВС

На основе опыта эксплуатации RRJ-95 и анализа качеств реального и виртуального пулов сформирована гибридная форма пула, которая должна объединить преимущества выше рассмотренных форм пула и помочь предотвратить проблемы, аналогичные существовавшим с RRJ-95, при вводе в эксплуатацию новых ВС.

Гибридный пул — это система управления номенклатурой и количеством АТИ на основе информационного портала и сети складов, формируемых оператором с участием разработчика, изготовителя ВС и авиационных властей (рис. 7).

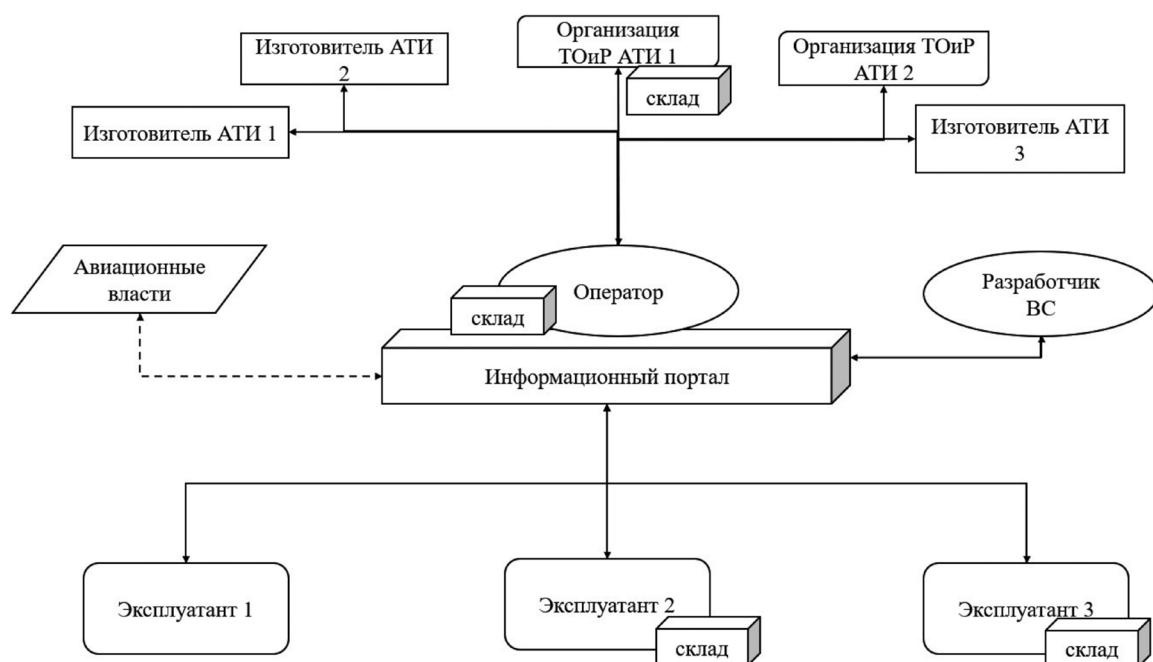


Рис. 7. Схема «гибридный пул»

Участники гибридного пула выполняют следующие функции.

Оператор:

- объединяет информацию о наличии запасных частей в специальном информационном портале;

- обеспечивает обработку заказа на поставку АТИ и передачу АТИ до адресата в определённый срок;

- организовывает склады;

- производит расчёт необходимой номенклатуры АТИ и его количества на складах на основе статистических данных по эксплуатации;

- организовывает ремонт АТИ.

При внедрении гибридного пула роль оператора может выполнять например ООО «РАпарт Сервисез», так как у него есть прямая связь с разработчиком и изготовителем новых российских ВС – ПАО «Яковлев», а также опыт организации реального пула.

Эксплуатант:

- предоставляет данные о фактическом и предполагаемом налете ВС (в часах и циклах);

- предоставляет данные о ресурсном состоянии надёжности АТИ ВС;

- предоставляет оперативный доступ оператору к неисправному АТИ;

- обеспечивает эксплуатацию ВС в соответствии с эксплуатационно-технической документацией (ЭТД).

Разработчик ВС:

- на основе эксплуатационных данных, полученных от оператора, производит необходимые доработки конструкции ВС;

- производит корректировку/выпуск эксплуатационной документации.

Изготовитель АТИ и организации по ТОиР АТИ:

- производят поставку и/или ремонт АТИ в соответствии с планом потребности, составленным оператором;

- предоставляют актуальные сроки на поставку и/или ремонт АТИ.

Авиационные власти:

- проводят контроль аутентичности АТИ.

Элементы и алгоритм работы гибридного пула

Элемент пула – инструмент, посредством которого обеспечивается выполнение алгоритма работы пула. Элементами пула являются: система складов, логистическая сеть, информационный портал, соглашение. Элементы предлагаемого пула выполняют следующие функции [13].

Информационный портал:

- обеспечение передачи информации (эксплуатационные данные, данные конкретного АТИ, наличие АТИ на складах, сроки ремонта и т. д.).

Система складов:

- при условии того, что эксплуатанты новых самолётов будут те же, что и RRJ-95, география эксплуатации будет довольно обширная, и организовать склад, который будет обеспечивать одинаковый срок поставки АТИ к каждому эксплуатанту, невозможно.

Возможное решение этой проблемы – это размещение наиболее востребованного АТИ в рамках пула на собственном складе эксплуатанта или организации ТОиР ВС, так как у некоторых эксплуатантов есть дочерние компании, занимающиеся ТОиР ВС (например АК «Аэрофлот» и ООО «Аэрофлот-техникс»). АТИ будет являться собственностью оператора, но физически находится на складах эксплуатантов.

Логистическая сеть:

- транспортировка исправного АТИ до эксплуатанта/организации по ТОиР или между складами пула;

- транспортировка неисправного АТИ в организацию по ТОиР или изготовителя АТИ.

Соглашение:

- утверждает списки прав и обязанностей сторон.

Такая схема пула сочетает в себе все положительные аспекты виртуального и реального пула, а также имеет дополнительные преимущества, такие как:

- удобство доступа к пулу;

- возможность контроля аутентичности АТИ;

- удобство и достоверность предоставления эксплуатационных данных разработчику ВС.

Описание алгоритма работы гибридного пула (рис. 8):

- формирование оператором сети складов АТИ на основе рекомендованного списка АТИ, предоставленного разработчиком ВС, а в дальнейшем на основе статистических данных;

- размещение информации о наличии АТИ на портале;

- получение заказов на предоставление подменного АТИ от эксплуатантов, организаций ТОиР ВС;

- предоставление АТИ;

- передача оператором неисправного АТИ на инспекцию в организацию ТОиР АТИ, где определяется целесообразность ремонта;

- в случае целесообразности ремонта АТИ ремонтируется и возвращается на склад;

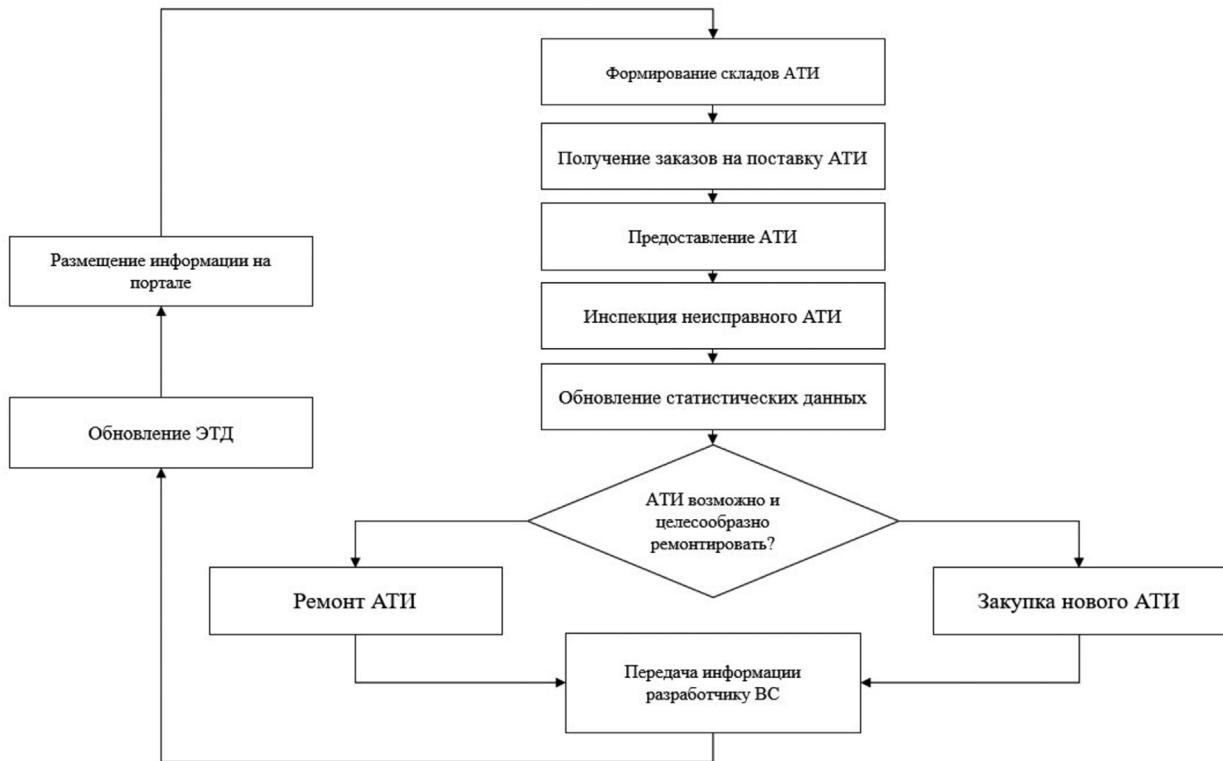


Рис. 8. Алгоритм работы гибридного пула

- в случае нецелесообразности ремонта неисправного АТИ оператор принимает решение о целесообразности закупки нового АТИ на основе статистических данных;

- информация о неисправности АТИ передаётся разработчику и при необходимости разработчик обновляет ЭТД;

- оператором обновляется информация на портале.

Гибридный пул позволяет решать комплекс задач, связанных с поддержанием лётной годности:

- предоставление эксплуатантам/организациям ТОиР АТИ;
- предоставление доступа к актуальной ЭТД;
- контроль аутентичности АТИ [14];
- организация ТОиР АТИ.

Заключение

Проведён сравнительный анализ систем сопровождения эксплуатации ВС в СССР и РФ, отмечена эволюция целостной системы сопровождения в две подсистемы: ППО, которую обеспечивает разработчик (изготовитель) ВС, и сервисного сопровождения, которую обеспечивают организации – поставщики АТИ.

Отмечено, что в настоящее время обязательной сертификации подлежат только участники ППО, а участники сервисного сопровождения – нет. Это является серьёзным упущением с точки зрения контроля и регулирования процесса поддержания лётной годности ВС.

Рассмотрены элементы системы сервисного сопровождения ВС – пул и опыт создания двух его типов – реального и виртуального. Проанализирован опыт эксплуатации ВС типа RRJ-95 и выявлены системные проблемы.

На основе проведённого анализа сформирована концепция гибридного пула, реализация которой может способствовать обеспечению:

- снижения простоев ВС за счёт сокращения сроков поставки АТИ до эксплуатанта;
- повышения доли своевременных поставок АТИ в срок по АОГ-заявкам за счёт размещения АТИ на складах эксплуатантов;
- повышения вовлечённости компаний-поставщиков за счёт выстраивания связей в режиме «единого окна»;
- повышения безопасности полётов за счёт включения в систему органов государственного контроля;
- повышения уровня контроля аутентичности АТИ;
- сокращения проблем с доведением эксплуатационной документации за счёт выбора единой ИТ-платформы как способа её передачи.

Определены задачи, которые необходимо решить для создания гибридного пула:

- создание/выбор ИТ-платформы;
- определение географического положения основного склада, организация складского хозяйства с учётом специфики хранения, внедрение автоматизированных систем учёта для мониторинга остатков;
- создание логистической сети, в том числе расчёт длительности цикла поставки (от заказа до доставки) для определения оптимального объёма запасов;
- определение номенклатуры и количеств АТИ на складах, анализ частоты замены деталей и узлов для формирования оперативного запаса и прогнозирования потребностей, учёт степени критичности оборудования для определения аварийного запаса;
- определение ключевых метрик для оператора и эксплуатантов.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Мухна К. А. Итоги эксплуатации самолётов RRJ 95B в ОАО «Аэрофлот» за период с 09.06.2012 г. Сочи, 2012. С. 3–8.
2. Анализ технического состояния парка самолётов RRJ-95 по результатам эксплуатации в 2015–2017 гг. Москва: ГосНИИ ГА, 2019. С. 2–5.
3. Болтовский О. А. Экономические аспекты послепродажного обслуживания современной гражданской авиационной техники // Инновации и инвестиции. 2023. № 3. С. 301–303.
4. Кирпичев И. Г., Кулешов А. А., Шапкин В. С. Основы стратегии формирования конкурентных преимуществ российской авиационной техники на современном этапе. Изд. 2. Москва: Воздушный транспорт, 2007. 336 с.
5. Худоленко О. В., Асовский В. П. Послепродажное обслуживание отечественных вертолётов: проблемы, задачи и пути решения // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2021. № 34. С. 39–49.
6. Самофеев И. А. Контракты жизненного цикла: типология и специфика различных видов контрактации // KANT. 2021. № 3(40). С. 67–73.
7. Хоружик Д. Г. Пулы запасных частей. Практический опыт создания и управления (2000–2022 гг.). Москва: Школа Сервиса МАИ, 2022. С. 2–25.
8. Lufthansa Technik. Material Pooling. Deutsche Lufthansa AG [Электронный ресурс]. URL: <https://www.lufthansa-technik.com/en/material-pooling> (дата обращения: 23.01.2024).
9. Буланов М. В. План мероприятий по повышению надёжности и эффективности самолёта RRJ-95B и двигателя Sam-146. Москва: Федеральное агентство воздушного транспорта, 2012. С. 2–10.
10. Кирпичев И. Г., Шапкин В. С. Вопросы государственного контроля и регулирования процессов сервисного сопровождения эксплуатации авиационной техники в задачах поддержания лётной годности. Москва: НЦ ПЛГВС, 2005. 448 с.

11. Протокол лётно-технической конференции: «Опыт эксплуатации самолётов RRJ95B/LR в авиапредприятиях Российской Федерации». Якутск. 2016.
12. Униченко Е. Г. Обзор и статистика по безопасности полётов самолётов RRJ-95. Москва: Авиационный регистр Российской Федерации, 2019. 7 с.
13. Кудряшов С. Г. Пулы запасных частей. Опыт создания и управления // Международная конференция «Heli Russia». Москва, 2014. С. 2–15.
14. Кирпичев И. Г., Кулешов А. А., Шапкин В. С. Основы построения и функционального развития информационно-аналитической системы мониторинга жизненного цикла компонентов воздушных судов. Москва: ГосНИИ ГА, 2008. 288 с.

References

1. Mokhna K. A. *Results of RRJ 95B aircraft operation at JSC “Aeroflot” for the period from 09.06.2012. Sochi*, 2012, pp. 3–8. (In Russ.)
2. Analysis of the technical condition of the RRJ-95 aircraft fleet based on operation results in 2015–2017. Moscow, GosNII GA Publ., 2019, pp. 2–5. (In Russ.)
3. Boltovskiy O. A. Economic aspects of after-sales support services of modern civil aviation economic aspects of after-sales support for modern civil aviation equipment. *Innovations and Investments*, 2023, no. 3, pp. 301–303. (In Russ.)
4. Kirpichev I. G., Kuleshov A. A., Shapkin V. S. *Fundamentals of the strategy of formation of competitive advantages of the Russian aviation equipment at the present stage*. Ed. 2. Moscow, Vozdushnyj transport Publ., 2007, 336 p. (In Russ.)
5. Khudolenko O. V., Asovsky V. P. After-sales service of domestic helicopters: problems, challenges and solutions. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2021, no. 34, pp. 39–49. (In Russ.)
6. Samofeev I. A. Lifecycle Contracts: Typology And Specificity Of Different Contracts. *KANT*, 2021, no.3(40), pp. 67–73. (In Russ.)
7. Khoruzhik D. G. *Spare Parts Pools: Practical Experience in Creation and Management (2000–2022)*. Moscow, MAI Service School, 2022, pp. 2–25. (In Russ.)
8. Lufthansa Technik. Material Pooling. Deutsche Lufthansa AG [Electronic Resource], available at: <https://www.lufthansa-technik.com/en/material-pooling> (accessed: 23.01.2024).
9. Bulanov M. V. *Action plan to improve reliability and efficiency of the RRJ-95B Aircraft and Sam-146 Engine*. Moscow, Federal Air Transport Agency, 2012, pp. 2–10. (In Russ.)
10. Kirpichev I. G., Shapkin V. S. *Issues of State Control and Regulation in Service Support for Aviation Equipment Operation for Airworthiness Maintenance*. Moscow, NTS PLGVS Publ., 2005, 448 p. (In Russ.)
11. Protocol of the Flight-Technical Conference “Experience in operating RRJ95B/LR Aircraft at Russian aviation enterprises”. Yakutsk, 2016, 193 p. (In Russ.)
12. Unichenko E. G. *Review and Statistics on RRJ-95 Aircraft Flight Safety*. Moscow, 2019, 7 p. (In Russ.)
13. Kudryashov S. G. Spare Parts Pools: Creation and Management Experience. *Heli Russia Int. Conf. Proc.* Moscow, 2014, pp. 2–15. (In Russ.)
14. Kirpichev I. G., Kuleshov A. A., Shapkin V. S. *Fundamentals of construction and functional development of information-analytical system of aircraft components life cycle monitoring*. Moscow, GosNII GA Publ., 2008, 288 p. (In Russ.)

Информация об авторах

Захаров Сергей Дмитриевич, аспирант, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия; ведущий специалист закупок авиационно-технического имущества, ООО «РАпарт Сервисез», Москва, Россия, zaharovsergey@mail.ru

Кирпичев Игорь Геннадьевич, доктор технических наук, профессор кафедры, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия; советник генерального директора, Научно-производственное предприятие «Аэросила», Ступино, Московская область, Россия, ig.kirpichev@gmail.com

Authors information

Zakharov Sergey D., Postgraduate Student, Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia; Leading Specialist of aviation equipment procurement, LLC “RApart Services”, Moscow, Russia, zaharosergey@mail.ru

Kirpichev Igor G., Doctor of Sciences (Engineering), Professor of Department, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia; Advisor to the General Director, Scientific and Production Enterprise “Aerosila”, Stupino, Moscow region, Russia, ig.kirpichev@gmail.com

*Статья поступила в редакцию 25.07.2025; одобрена после рецензирования 05.12.2025; принята к публикации 10.12.2025.
The article was submitted 25.07.2025; approved after review 05.12.2025; accepted for publication 10.12.2025.*

Обзорная статья
УДК 629.735.45.051

ОБОБЩЕНИЕ ОПЫТА ЭКСПЛУАТАЦИИ ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОГО И РАДИОЭЛЕКТРОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ ВЕРТОЛЁТОВ ТИПА МИ-26Т ЗА ПЕРИОД 2020–2022 ГГ.

А. В. СУПРУЖНИКОВ, А. Л. РЯБИНИН, Г. Г. КАЗАЧИНСКИЙ, Н. М. СЕМЁНОВ, К. В. КАРАСЕВ

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. В работе представлены результаты анализа отказов и неисправностей агрегатов и комплектующих изделий (АиКИ) функциональных систем (ФС) пилотажно-навигационного и радиоэлектронного оборудования (ПНиРЭО) парка вертолётов типа Ми-26Т на основе статистических данных, полученных от эксплуатирующих авиапредприятий гражданской авиации (ГА) за период 2020–2022 гг. Произведён расчёт показателей надёжности (безотказности), таких как средний налёт на отказ и повреждение ФС в полёте, средний налёт на отказ и повреждение АиКИ ФС ПНиРЭО, вероятность возникновения отказа ФС на 1 час полёта, а также параметра суммарного потока отказов по годам за рассматриваемый период эксплуатации. На основе полученных результатов выполнена оценка фактического уровня эксплуатационной надёжности исследуемого оборудования, проанализированы основные отказы АиКИ ФС ПНиРЭО, а также характерные дефекты и повреждения несъёмного оборудования. Полученные результаты позволяют оценить возможность дальнейшей эксплуатации АиКИ ФС ПНиРЭО вертолётов типа Ми-26Т и могут быть использованы эксплуатирующими организациями.

Ключевые слова: безопасность полётов, воздушное судно, вертолёт Ми-26Т, пилотажно-навигационное оборудование, радиоэлектронное оборудование, параметр суммарного потока отказов, средний налёт на отказ и повреждение, ресурс, срок службы, анализ отказов, анализ неисправностей

Для цитирования: Супружников А. В., Рябинин А. Л., Казачинский Г. Г., Семёнов Н. М., Карасев К. В. Обобщение опыта эксплуатации пилотажно-навигационного и радиоэлектронного оборудования вертолётов типа Ми-26Т за период 2020–2022 гг. // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2025. № 53. С. 42–52.

RESEARCHING AND SUMMARIZING THE EXPERIENCE OF OPERATING FLIGHT NAVIGATION AND AVIONICS EQUIPMENT ON MI-26T HELICOPTERS THROUGHOUT 2020–2022

A. V. SUPRUZHNIKOV, A. L. RYABININ, G. G. KAZACHINSKIY, N. M. SEMENOV, K. V. KARASEV

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

Abstract. This review article examines the results of an analysis of failures and malfunctions of assemblies and components of flight navigation and avionics equipment functional systems of the Mi-26T helicopter fleet operated by civil aviation enterprises throughout 2020–2022, as well as the results of an assessment of the actual level of reliability of the specified equipment based on the calculation of reliability indicators (failure-free), such as the average flight hours between failure and damage to the functional system in flight, the average flight hours for failure and damage to flight navigation and avionics equipment units and components, the failure probability

of the functional system per 1 hour of flight, the total failure rate parameter by year for the period of operation under consideration (for the least reliable products).

Keywords: flight safety, aircraft, helicopter Mi-26T, flight navigation equipment, avionics equipment, failure intensity parameter, average failure and damage rate, lifespan, service life, failure analysis, malfunction analysis

For citation: Supruzhnikov A. V., Ryabinin A. L., Kazachinskiy G. G., Semenov N. M., Karasev K. V. Researching and summarizing the experience of operating flight navigation and avionics equipment on Mi-26T helicopters throughout 2020–2022. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2025, no. 53, pp. 42–52. (In Russ.)

Введение

Среди множества задач, решаемых ГА в процессе своей деятельности, наиболее приоритетной является задача обеспечения безопасности полётов гражданских воздушных судов (ВС). Согласно Приложению 19 к Конвенции о международной гражданской авиации, под термином «безопасность полётов» понимается такое состояние авиационной транспортной системы, при котором риски, связанные с деятельностью, относящейся к эксплуатации ВС или непосредственно обеспечивающей такую эксплуатацию, снижены до приемлемого уровня и контролируются. Иными словами, безопасность полётов – это состояние функционирования авиационной транспортной системы, при котором вероятности возникновения особых ситуаций в полёте, вызванных воздействием одного или сочетания нескольких неблагоприятных факторов в ожидаемых условиях эксплуатации, снижены до необходимого приемлемого уровня. Многолетний практический опыт показывает, что задача обеспечения безопасности полётов в ГА должна решаться системно и комплексно на всех этапах, включая разработку, изготовление ВС, а также в период его эксплуатации. Так, требования по безопасности полётов для ожидаемых условий эксплуатации, заложенные в конструкцию ВС и его бортовых систем при их разработке, изготавлении и испытаниях, должны поддерживаться эксплуатантом в период эксплуатации авиационной техники.

Неблагоприятные факторы, оказывающие непосредственное влияние на безопасность полётов, подразделяются на несколько основных групп: технические, человеческие, организационные – определяемые как надёжностью ФС ВС, так и ошибками авиационного персонала при лётно-технической эксплуатации авиационной техники и организации деятельности авиационной транспортной системы, а также неблагоприятными внешними условиями полёта. Среди группы технических факторов наиболее важной является надёжность ФС ВС. В процессе эксплуатации осуществляется постоянный анализ отказов и неисправностей АиКИ ФС, а также выполняется оценка показателей их надёжности и безотказности. Необходимость проведения такой оценки обусловлена тем, что в реальных условиях эксплуатации уровень надёжности (безотказности) комплектующих изделий ФС может отличаться от уровня, заложенного при их проектировании и изготовлении, что в свою очередь может повлечь за собой снижение уровня безопасности полётов. Своевременное выявление подобных случаев и анализ причин их возникновения позволяет оперативно разрабатывать и внедрять эффективные мероприятия, направленные на поддержание безопасности полётов гражданских ВС на приемлемом уровне.

Допустимый уровень безопасности полётов для вертолётов ГА определяется требованиями Норм лётной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории (НЛГВ-2¹). В этом документе заданы показатели отказобезопасности в виде допустимой вероятности возникновения на борту ВС отказов, которые могут привести к особым ситуациям различной степени опасности:

¹ Нормы лётной годности гражданских вертолётов СССР НЛГВ-2, 1985.

- каждый вид отказа ФС (функциональный отказ), приводящий к возникновению катастрофической ситуации, должен оцениваться как практически невероятное событие (вероятность его не должна превышать 10^{-9} на 1 ч полёта);

- суммарная вероятность возникновения аварийной ситуации, вызванной отказами ФС, для ВС в целом не должна превышать 10^{-6} на 1 ч полёта, при этом любой вид отказа ФС, приводящий к аварийной ситуации, должен оцениваться как событие не более частое, чем крайне маловероятное (вероятность события менее 10^{-7} на 1 ч полёта);

- суммарная вероятность возникновения сложной ситуации, вызванной отказами ФС, для ВС в целом не должна превышать 10^{-4} на 1 ч полёта, при этом любой вид отказа ФС, приводящий к сложной ситуации, должен оцениваться как событие не более частое, чем маловероятное (вероятность события менее 10^{-5} на 1 ч полёта);

- рекомендуется, чтобы любой вид отказа ФС, приводящий к усложнению условий полёта, не мог быть отнесён к частым событиям (вероятность не более 10^{-3} на 1 ч полёта).

Таким образом уровень безопасности полётов для вертолётов ГА характеризуется вероятностью того, что в полёте не возникнет особой ситуации хуже, чем усложнение условий полёта.

Источники информации для проведения анализа надёжности

Источниками исходной информации при оценке показателей надёжности (безотказности) АиКИ ФС ПНиРЭО парка вертолётов типа Ми-26Т, эксплуатирующихся в авиапредприятиях ГА, являлись:

- материалы Актов оценки технического состояния вертолётов Ми-26Т, оформленных при выполнении работ по индивидуальному установлению ресурсов и сроков службы ВС в период с 2020 по 2022 год;

- сведения об отказах и неисправностях АиКИ функциональных систем 022, 023, 031, 034, 110, 113 парка вертолётов типа Ми-26Т, эксплуатирующихся в авиапредприятиях ГА за период с 01 января 2020 года по 31 декабря 2022 года, в объеме карточек учёта неисправностей (КУН) авиационной техники (АТ) на основании данных, полученных от эксплуатирующих организаций;

- сведения об инцидентах, имевших место на парке вертолётов типа Ми-26Т, эксплуатирующихся в ГА, за период с января 2020 года по декабрь 2022 года [1].

Техническая эксплуатация АиКИ ПНиРЭО вертолёта Ми-26Т осуществляется в соответствии с требованиями Регламента технического обслуживания вертолёта Ми-26Т (утверждён 24 марта 1989 г.), часть 2 «Авиационное и радиоэлектронное оборудование», устанавливающего объём и периодичность выполнения работ.

В соответствии с Бюллетенем № 90.1124-БЭ-Г² вертолётам типа Ми-26Т, состоящим в Государственном реестре гражданских воздушных судов Российской Федерации, установлены ресурсы и сроки службы, указанные в табл. 1, при условии соблюдения процедуры их поэтапного подтверждения.

Таблица 1

Ресурсы и сроки службы для экземпляров вертолётов Ми-26Т
при условии соблюдения процедуры их поэтапного подтверждения

Наименование вертолёта	Ресурсы /сроки службы (ч/лет)		
	до 1-го ремонта	межремонтный	назначенный
До зав. № 34001212404, кроме включённых в головную группу и зав. № 34001212112	4200 / БО ³	4200 / БО	4200 / БО

² Бюллетень от 09.09.2011 № 90.1124-БЭ-Г «Ресурсы и сроки службы экземпляров вертолётов Ми-26Т, условия и порядок их подтверждения» (с изменениями № 1 – № 10).

³ БО – без ограничения.

Окончание таблицы 1

Наименование вертолёта	Ресурсы /сроки службы (ч/лет)		
	до 1-го ремонта	межремонтный	назначенный
До зав. № 34001212404, включённые в головную группу, кроме зав. № 34001212112	4800 / БО	4800 / БО	4800 / БО
Зав. № 34001212112	4500 / БО	-	4500 / БО
С зав. № 34001212404	6000 / БО	6000 / БО	6000 / БО

Анализ безопасности парка вертолётов Ми-26Т и надёжности ПНиРЭО

По данным, полученным от эксплуатирующих организаций, за рассматриваемый период эксплуатации на парке вертолётов типа Ми-26Т зарегистрирован 131 случай отказов и неисправностей АиКИ ФС ПНиРЭО при суммарном (за три года) налёте парка 17665 ч. Авиационных событий (авиационных происшествий, авиационных инцидентов), а также одновременного возникновения в одной ФС ПНиРЭО двух и более отказов в полёте в течение рассматриваемого периода эксплуатации парка вертолётов Ми-26Т не зафиксировано. Все отказы, проявившиеся в полёте, классифицированы эксплуатантом как «без последствий» и не оказали влияния на завершение полёта.



Рис. 1. Диаграмма распределения отказов и неисправностей изделий ПНиРЭО по годам рассматриваемого периода эксплуатации

На рис. 1 представлена диаграмма распределения отказов и неисправностей изделий ПНиРЭО по годам, из которой видно, что наибольшее количество отказов и неисправностей (46 случаев) было зафиксировано в 2022 году, на который приходится наибольший суммарный годовой налёт, что обусловлено повышением интенсивности эксплуатации парка. Это означает, что интенсивность отказов АиКИ ПНиРЭО положительно коррелируется с величиной суммарного годового налёта (интенсивностью эксплуатации) парка вертолётов по годам рассматриваемого периода эксплуатации. Указанное соотношение соответствует периоду нормальной эксплуатации АТ, характеризуемому практически постоянной интенсивностью отказов, обусловленных совокупностью случайных факторов (конструктивно-производственными недостатками, разбросом параметров отдельных элементов в пределах установленных допусков, условиями эксплуатации и т. п.) и в целом не зависящих от возраста (сроков службы) изделия.

Расчётные значения показателей надёжности (безотказности), такие как средний налёт на отказ и повреждение ФС в полёте (T_p) и средний налёт на отказ и повреждение АиКИ ПНиРЭО (T_c), значительно (более чем в 1,5 раза) превысили заданное (контрольное) минимальное значение, равное 10^3 ч, а также превышают установленные для них в настоящее время ресурсные показатели. Вероятность возникновения отказа ФС ПНиРЭО (функциональный отказ) на 1 ч полёта не превышает значения 10^{-3} , что свидетельствует о достаточном уровне надёжности ФС.

Основная часть отказов и неисправностей (более 68 % от общего количества) была выявлена на земле, в ходе выполнения форм технического обслуживания ВС, что свидетельствует об актуальности и достаточности требований действующей эксплуатационно-технической и ремонтной документации для своевременного выявления и устранения неисправностей (дефектов) в эксплуатации и при ремонте.

На рис. 2 и рис. 3 представлены диаграммы распределения отказов и неисправностей изделий ПНиРЭО по функциональным системам и по этапу их обнаружения.



Рис. 2. Распределение отказов и неисправностей изделий ПНиРЭО по ФС

Как видно, наибольшее количество отказов и неисправностей АиКИ ПНиРЭО парка Ми-26Т приходится на следующие функциональные системы (разделы):

- 034 «Пилотажно-навигационное оборудование» – 43 отказа (32,82 %);
- 110 «Радиоаппаратура вертолётования» – 38 отказов (29,01 %);
- 023 «Связное оборудование» – 30 отказов (22,91 %);
- 022 «Оборудование автоматического управления полётом» – 13 отказов (9,92 %).

Основная масса зарегистрированных отказов и неисправностей АиКИ носила случайный (внезапный) характер, проявилась в виде единичных отказов (1–3 случая за исследуемый период), что соответствует периоду нормальной эксплуатации АТ. Исключение составил ряд

комплектующих изделий ПНиРЭО, количество зарегистрированных отказов которых за исследуемый период составило от 4 до 11 случаев. В их перечень вошли:

- прибор командный пилотажный ПКП-77М – 11 отказов;
- прибор навигационный плановый ПНП-72-12 – 10 отказов;
- гировертикаль МГВ-1СУ8 – 10 отказов;
- пульт управления 6С2.390.125 автопилота ПКВ-26-1 – 9 отказов;
- приёмник А-318-2 автоматического радиокомпаса АРК-22 – 8 отказов;
- блок ВЧ аппаратуры ДИСС-32-90 – 6 отказов;
- приёмопередатчик А-037-1 радиовысотомера А-037 – 5 отказов;
- приёмопередатчик «Орлан-85СТ» – 4 отказа;
- указатель А-034-4-17 радиовысотомера А-037 – 4 отказа;
- авиационные часы АЧС-1М – 4 отказа.

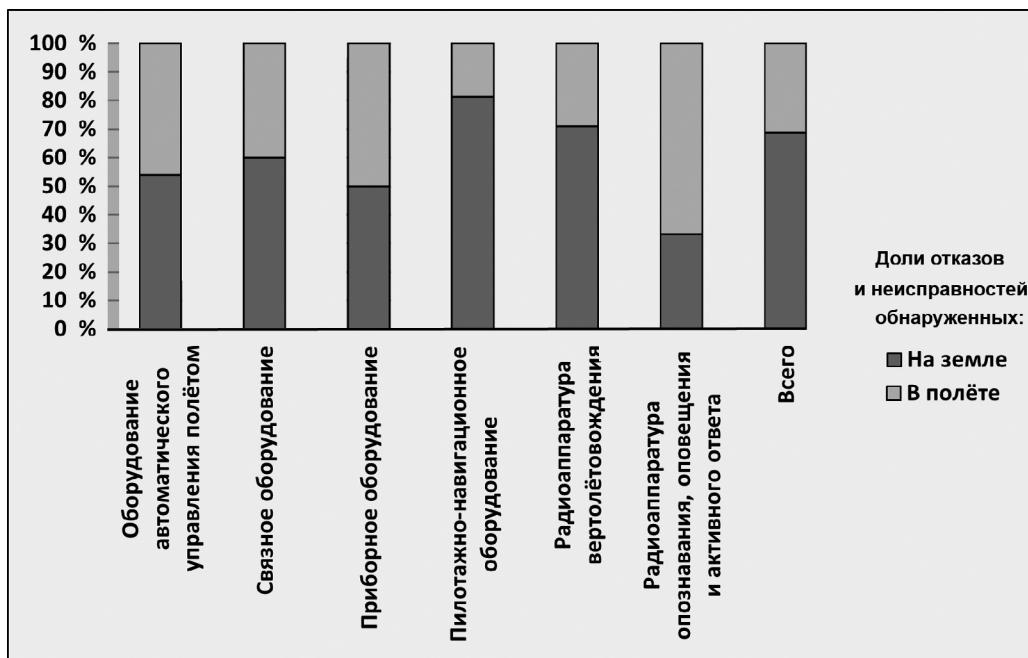


Рис. 3. Распределения отказов и неисправностей изделий ФС ПНиРЭО по этапу их обнаружения

Анализ характера распределения отказов изделий в зависимости от их наработки (срока службы) с начала эксплуатации (СНЭ) и после последнего ремонта (ППР) показал, что незначительное увеличение интенсивности отказов АиКИ на этапе наработки первых 500–1000 ч (первого календарного года) эксплуатации после выполнения очередного капитального ремонта, наиболее вероятно, обусловлено периодом приработки изделий.

Незначительное увеличение интенсивности отказов изделий, отработавших срок службы 26–35 лет с начала эксплуатации, может свидетельствовать о снижении уровня их надёжности, в том числе и вследствие начала процесса старения элементной базы оборудования, установленного на парке вертолётов типа Ми-26Т. При этом следует отметить, что на указанном этапе срока службы СНЭ зарегистрировано наибольшее количество отказов ряда АиКИ ПНиРЭО, в том числе и из вышеперечисленных, а именно:

- прибор навигационный плановый ПНП-72-12 – 9 случаев;
- гировертикаль МГВ-1СУ8 – 7 случаев;
- прибор командный пилотажный ПКП-77М – 7 случаев;
- пульт управления 6С2.390.125 автопилота ПКВ-26-1 – 4 случая;
- блок ВЧ аппаратуры ДИСС-32-90 – 4 случая.

Проведённый анализ показал, что расчётные значения среднего налёта на отказ и повреждение (T_c) указанных изделий значительно (более чем в два раза) превысили заданное (контрольное) минимальное значение, равное 10^3 ч (табл. 2).

Таблица 2

Результаты анализа надёжности АиКИ ПНиРЭО, по которым зарегистрировано наибольшее количество отказов и неисправностей в течение рассматриваемого периода эксплуатации парка вертолётов Ми-26Т

Тип АиКИ	Общее кол-во отказов АиКИ ФС на парке	Расчётное значение параметра суммарного потока отказов (статистическая оценка), ω_0^*			Средний налёт на отказ и повреждение (T_c), ч	Основные виды отказов
		2020	2021	2022		
Прибор навигационный плановый ПНП-72-12	10	$2,30 \cdot 10^{-4}$	$2,54 \cdot 10^{-4}$	$1,01 \cdot 10^{-4}$	5299,4	отказ элементной базы; неисправность механической части
Гировертикаль МГВ-1СУ8	10	$2,59 \cdot 10^{-4}$	$3,82 \cdot 10^{-4}$	$2,26 \cdot 10^{-4}$	3533,0	отказ гироскопической части; короткое замыкание обмотки
Прибор командный пилотажный ПКП-77М	11	$8,63 \cdot 10^{-5}$	$1,91 \cdot 10^{-4}$	$6,04 \cdot 10^{-4}$	3211,8	отказ элементной базы; обрыв эл/проводов
Пульт управления 6С2.390.125	9	$2,30 \cdot 10^{-4}$	$6,36 \cdot 10^{-5}$	$2,01 \cdot 10^{-4}$	5888,3	отказ элементной базы; разрегулировка передаточных коэффициентов
Приёмник А-318-2	8	$1,04 \cdot 10^{-3}$	$1,91 \cdot 10^{-4}$	$1,51 \cdot 10^{-4}$	2208,1	отказ элементной базы
Блок ВЧ аппаратуры ДИСС-32-90	6	$1,73 \cdot 10^{-4}$	$9,54 \cdot 10^{-4}$	$0,00$ $(3,47 \cdot 10^{-4})^{**}$	2944,1	отказ элементной базы
П/передатчик А-037-1	5	$1,73 \cdot 10^{-4}$	$1,91 \cdot 10^{-4}$	$7,55 \cdot 10^{-5}$	7065,9	отказ элементной базы
Указатель А-034-4-17	4	$1,73 \cdot 10^{-4}$	$6,36 \cdot 10^{-5}$	$0,00$ $(1,16 \cdot 10^{-4})^*$	13248,6	отказ элементной базы
П/передатчик «Орлан-85СТ»	4	$1,73 \cdot 10^{-4}$	$0,00$ $(2,19 \cdot 10^{-4})^*$	$1,51 \cdot 10^{-4}$	8832,4	отказ элементной базы
Авиационные часы АЧС-1М	4	$1,15 \cdot 10^{-4}$	$1,27 \cdot 10^{-4}$	$0,00$ $(1,16 \cdot 10^{-4})^*$	13248,6	неисправность элементов кинематики механизма

* Данные НЛГВ-2.

** Расчётные значения верхних границ параметра суммарного потока отказов для $\alpha = 0,9$ при точечных значениях $\omega_0^* = 0$.

Распределение параметра суммарного потока отказов ω_0 для этих изделий (с учётом количества изделий данного типа, установленных на одном ВС) по годам рассматриваемого периода эксплуатации парка вертолётов представлено на рис. 4. Оценка точности и достоверности

определения параметра суммарного потока отказов ω_0 выполнялась методом доверительных границ (для заданной доверительной вероятности $\alpha=0,9$).

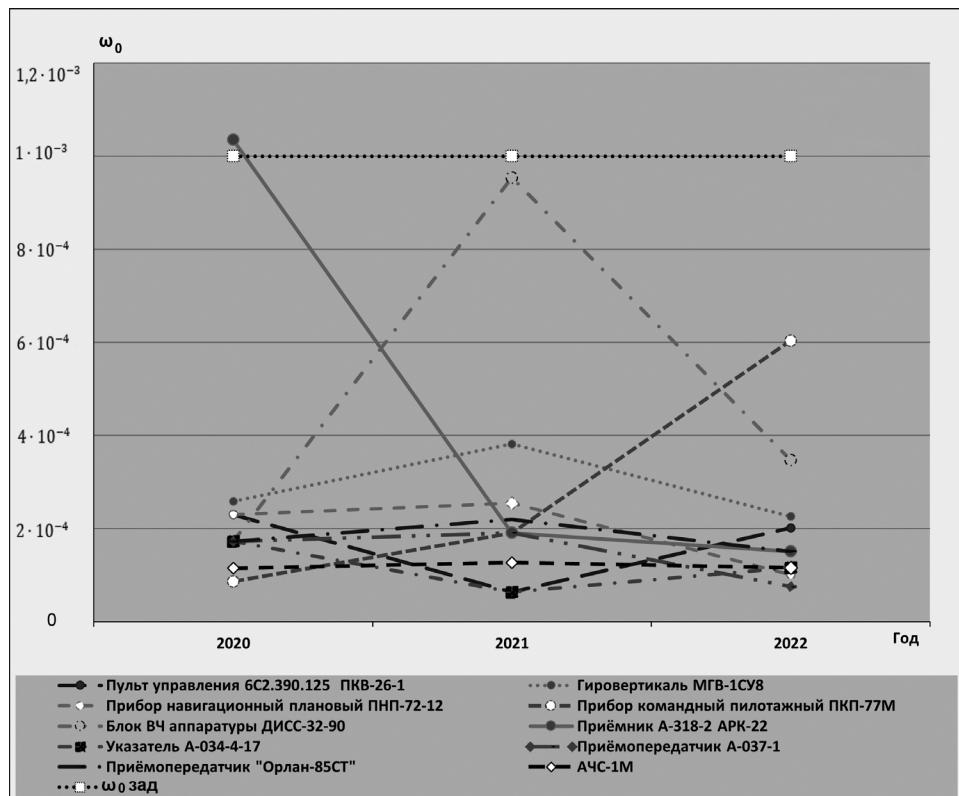


Рис. 4. Диаграмма распределения параметра суммарного потока отказов по годам рассматриваемого периода эксплуатации для АиКИ ПНиРЭО, на долю которых приходится наибольшее количество отказов; $\omega_0\text{зад}$ – контрольное значение, равное 10^{-3}

Результаты расчёта доверительных интервалов для некоторых изделий ПНиРЭО представлены на рис. 5. При определении статистической оценки параметра ω_0^* суммарного потока отказов изделий, в тех случаях (периодах), когда отказов и неисправностей не было зарегистрировано (точечные значения $\omega_0^*=0$, табл. 2), оценивалась верхняя граница параметра при заданной доверительной вероятности⁴ [2, 3].

Точечное значение параметра потока отказов для приёмника А-318 в 2020 г. незначительно превысило заданный уровень, что свидетельствует о некотором снижении фактического уровня эксплуатационной надёжности изделия в указанный период. В дальнейшем значение параметра потока отказов снизилось до его приемлемого значения. Анализ сведений, полученных от эксплуатирующих организаций, показал, что все отказавшие приёмники А-318 не проходили ремонт и на момент возникновения отказов имели разные наработки СНЭ и сроки службы, что свидетельствует о случайном характере отказов.

Точечные значения, а также верхние границы доверительных интервалов (при $\omega_0^*=0$) параметра потока отказов всех остальных изделий на протяжении рассматриваемого периода эксплуатации парка вертолётов Ми-26Т заданного (контрольного) значения не превысили.

Необходимо отметить, что интервалы доверительных границ параметра для всех рассматриваемых изделий достаточно широки, что может объясняться значительной статистической погрешностью, вызванной малым объёмом статистических данных [5].

⁴ ОСТ 1 00497-97. Надёжность изделий авиационной техники. Методы оценки и анализа показателей надёжности самолётов (вертолётов) при их эксплуатации, 1998.

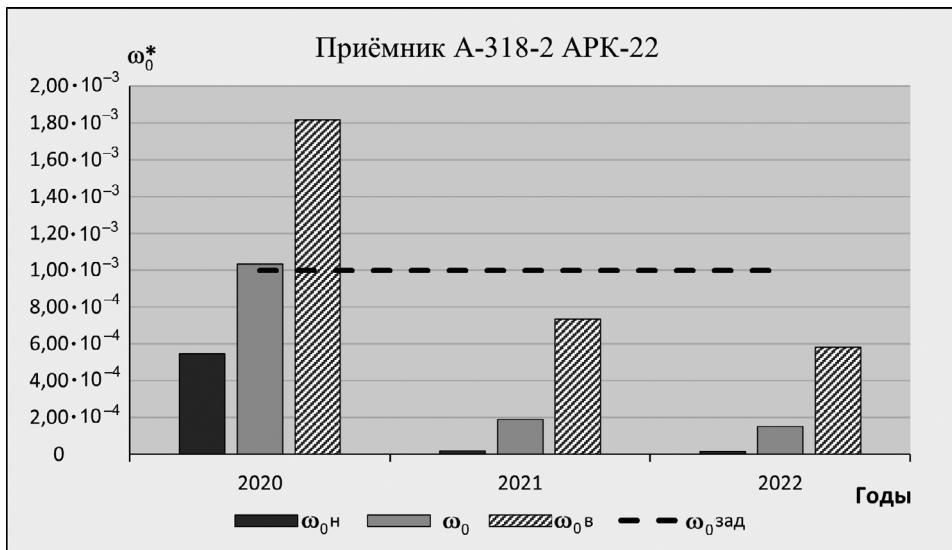


Рис. 5. Результаты оценки точности и достоверности определения параметра ω_0 суммарного потока отказов для приёмника A-318-2 радиокомпаса ARK-22: $\omega_0\text{Н}$ и $\omega_0\text{В}$ – нижняя и верхняя доверительные границы ω_0 для заданной доверительной вероятности; $\omega_0\text{зад}$ – контрольное значение, равное 10^{-3}

При исследовании технического состояния вертолётов Ми-26Т в рамках выполнения работ по индивидуальному увеличению ресурсов и сроков службы выявлены следующие характерные дефекты и повреждения несъёмного оборудования:

- старение резинотехнических изделий (резиновых обкладок зажимных (отбортовочных) хомутов, уплотнений, шлангов (рукавов), упругих (демптирующих) элементов конструкции амортизаторов блоков и т. п.);
- разрушение пружин амортизаторов;
- окисление контактов штепсельных разъёмов (ШР) вследствие попадания влаги, конденсата, способного привести как к образованию паразитных электроцепей, так и к нарушению электрического контакта;
- обрыв электрических проводов;
- выпадение токопроводящих жил электрических проводов из заделки;
- механические повреждения трубопроводов системы анероидно-мембранных приборов;
- нарушение целостности (обрыв) лент металлизации;
- нарушение целостности (ослабление) контролки ШР;
- нарушение лакокрасочного покрытия;
- коррозионные повреждения электрохимического и биологического характера, окисление контактных наконечников перемычек металлизации и минусовых проводов, потеря эластичности защитной изоляции электроргутов и отдельных электропроводов и другие.

Сравнение результатов проведённого исследования с результатами ранее выполненных исследований за период 2008–2019 гг. показало, что заметного снижения показателей, характеризующих надёжность (безотказность) АиКИ ФС ПНиРЭО вертолётов Ми-26Т, на протяжении рассматриваемого периода эксплуатации не произошло.

Новых видов отказов и неисправностей комплектующих изделий, а также дефектов несъёмного оборудования ФС ПНиРЭО не зафиксировано.

Заключение

Анализ материалов по исследованию условий эксплуатации, безопасности полётов и надёжности АиКИ ФС ПНиРЭО вертолётов Ми-26Т показал, что их техническое состояние, несмотря на

имеющиеся недостатки, остаётся удовлетворительным и обеспечивает регулярную эксплуатацию вертолётов без возникновения ситуаций хуже, чем усложнение условий полёта.

С ростом наработки изделий на протяжении рассматриваемого периода эксплуатации парка вертолётов Ми-26Т значения показателей надёжности (безотказности) как ФС в целом, так и входящих в них комплектующих изделий остаются на заданном уровне. Основное количество отказов приходится на изделия из состава пилотажно-навигационного оборудования, радиоаппаратуры вертолётования, связного оборудования и оборудования автоматического управления полётом, носит случайный характер и обусловлено несовершенством конструктивных элементов изделий.

Результаты исследования подтверждают возможность продолжения дальнейшей эксплуатации АиКИ ФС ПНиРЭО, а также несъёмного оборудования в составе вертолётов Ми-26Т ГА Российской Федерации с установленными для них ресурсами и сроками службы, при условии соблюдения процедуры их поэтапного подтверждения в соответствии с требованиями Бюллетеня от 09.09.2011 № 90.1124-БЭ-Г.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Conflict of interest. The authors declare that they have no conflict of interest.

Список источников

1. Обобщение опыта эксплуатации пилотажно-навигационного и радиоэлектронного оборудования вертолётов типа Ми-26Т за период 2020–2022 гг.: Отчёт о НИР. Москва: ФГУП ГосНИИ ГА, 2023. 40 с.
2. Воробьёв В. Г., Константинов В. Д. Надёжность и эффективность авиационного оборудования. Москва: Транспорт, 1995. 248 с.
3. Воробьёв В. Г., Зыль В. П., Кузнецов С. В. Основы теории технической эксплуатации пилотажно-навигационного оборудования. Москва: Транспорт, 1999. 335 с.
4. Зубков Б. В., Прозоров С. Е. Безопасность полётов: учеб. пособие. Ульяновск: УВАУ ГА(И), 2012. 451 с.

References

1. Generalization of experience in operating flight and navigation and electronic equipment of Mi-26T helicopters for the period 2020–2022: Research Report. Moscow, GosNII GA Publ., 2023, 40 p. (In Russ.)
2. Vorobyov V. G., Konstantinov V. D. *Reliability and efficiency of aviation equipment*. Moscow, Transport Publ., 1995, 248 p. (In Russ.)
3. Vorobyov V. G., Zyl V. P., Kuznetsov S. V. *Fundamentals of technical operation of flight navigation equipment*. Moscow, Transport Publ., 1999, 335 p. (In Russ.)
4. Zubkov B. V., Prozorov S. E. *Flight safety: textbook*. Ulyanovsk, UVAU GA(I) Publ., 2012, 451 p. (In Russ.)

Информация об авторах

Супружников Андрей Витальевич, начальник сектора, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, suprujnikov_av@gosniiiga.ru

Рябинин Александр Львович, кандидат технических наук, заместитель начальника отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, ralecs@gosniiiga.ru

Казачинский Георгий Георгиевич, инженер, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, kazachinskiigg@gosniiiga.ru

Семёнов Николай Михайлович, начальник отдела – заместитель директора Сертификационного центра бортового оборудования, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, NM_Semenov@gosniiga.ru

Карапесов Константин Валерьевич, исполняющий обязанности директора научно-исследовательского центра гражданской авиационной техники – директор СЦБО, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, KV_Karasev@gosniiga.ru

Authors information

Supruzhnikov Andrey V., Head of Sector, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, suprujnikov_av@gosniiga.ru

Ryabinin Alexander L., Candidate of Sciences (Engineering), Deputy Head of Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, ralecs@gosniiga.ru

Kazachinskiy Georgy G., Engineer, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, kazachinskiigg@gosniiga.ru

Semenov Nikolay M., Deputy Director of the Airborne Equipment Certification Center, Head of Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, NM_Semenov@gosniiga.ru

Karasev Konstantin V., Acting Director of the Scientific Center for Airborne Equipment – Director of the Airborne Equipment Certification Center, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, KV_Karasev@gosniiga.ru

Статья поступила в редакцию 07.07.2025 одобрена после рецензирования 09.12.2025; принята к публикации 16.12.2025.

The article was submitted on 07.07.2025; approved after review 09.12.2025; accepted for publication 16.12.2025.

Научная статья
УДК 613.693:613.644

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ЗАКОНОДАТЕЛЬНОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ ВОЗДЕЙСТВИЯ АВИАЦИОННОГО ШУМА НА МЕСТНОСТИ

О. А. КАРТЫШЕВ

Центр экологической безопасности гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. В статье приводится анализ практики применения существующего законодательного регулирования воздействия авиационного шума (АШ) на местности при зонировании приаэродромной территории (ПТ). Показано, что требуется проведение комплекса научных исследований по разработке единой государственной процедуры проведения расчётов, проверки и инструментального мониторинга подтверждения размеров контуров равного уровня АШ, с установлением единых нормируемых критерии и предельных количественных значений прогнозирования и оценки воздействия АШ, что может быть принято во внимание при разработке проектов закона об авиационном шуме и соответствующих подзаконных актов в формате постановлений Правительства РФ о проведении мер, направленных на предупреждение вредного воздействия АШ. Приводится пример некорректного применения экологически ориентированной технологии выполнения коррекции расчётного контура средневзвешенного уровня АШ для ночного времени суток.

Ключевые слова: законодательное регулирование, воздействие, критерии нормирования авиационного шума, зонирование приаэродромной территории, ограничение размещения объектов капитального строительства, эксплуатация авиационной техники

Для цитирования: Картышев О. А. Совершенствование законодательного регулирования воздействия авиационного шума на местности // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2025. № 53. С. 53–59.

IMPROVEMENT OF LEGISLATIVE REGULATION OF THE IMPACT OF AIRCRAFT NOISE ON THE TERRAIN

О. А. KARTYSHEV

Civil Aviation Environmental Safety Center, Moscow, Russia

Abstract. This article analyzes the practical application of existing legislative regulation of aircraft noise (AN) impacts on the ground during aerodrome area (AA) zoning. It demonstrates the need for a comprehensive set of scientific studies to develop a unified state procedure for calculating, verifying, and instrumentally monitoring the dimensions of equal AN level contours. This procedure establishes uniform standardized criteria and maximum quantitative values for predicting AN impact assessments and protection against it during planning and construction restrictions for the placement of capital construction projects in AA areas. This can be taken into account when developing draft laws on aircraft noise and related bylaws in the form of Russian Government decrees on measures aimed at preventing the harmful impact of AN. An example of the inappropriate application of an environmentally oriented technology for adjusting the calculated contour of the average weighted AN level for nighttime is provided.

Keywords: legislative regulation, impact, criteria for standardizing aircraft noise, zoning of aerodrome areas, restrictions on the placement of capital construction projects, operation of aircraft

For citation: Kartyshev O. A. Improvement of legislative regulation of the impact of aircraft noise on the terrain. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2025, no. 53, pp. 53–59. (In Russ.)

Введение

Международной организацией гражданской авиации (ИКАО) по результатам работы Г. Г. Флеминга [1] разработан ряд сценариев по оценке будущих тенденций в области АШ. Оценка выполнена для более чем трёхсот гражданских аэропортов мира, охватывающих более 80 % мирового воздушного движения. Показано [2], что если в 2020 г. суммарная площадь, ограниченная контуром средневзвешенного уровня шума (индекс АШ $L_{A_{dn}}=55$ дБ), составляла 18400 кв. км, на которых проживало около 31 млн человек, то при ежегодном росте авиаперевозок, к примеру, на 2 %, к 2050 году ожидается, что эта площадь вырастет почти в 2 раза, а общая численность населения, подверженного воздействию АШ указанного индекса, увеличится до 34,2 млн человек.

Во многом это произойдёт в результате расширения городского строительства вокруг аэропортов, активизация которого сегодня наблюдается вблизи аэропортов Российской Федерации. Использование бывших сельскохозяйственных, промышленных и зарезервированных территорий под новое жилищное строительство приводит к ухудшению качества проживания на ПТ по неблагоприятному фактору воздействия АШ при полётах воздушных судов (ВС) [3]. Кроме того, «органы экспертизы на участке застройки не всегда выявляют наличие АШ или некорректно установленные проектировщиками фактические уровни звука при пролёте ВС относительно планируемого объекта капитального строительства, что впоследствии проявляется при жалобах жителей ПТ на чрезмерные уровни шума» [4].

Анализ выполненных проектов седьмых подзон ПТ по фактору АШ свидетельствует о том, что предъявленные шумовые зоны некоторых аэропортов не соответствуют физике распространения АШ при полёте ВС и часто повторяют ранее разработанные проекты границ санитарно-защитных зон (далее – СЗЗ) аэропортов.

Концепция установления СЗЗ в отношении аэропортов гражданской авиации оказалась малоэффективной, установление седьмой подзоны ПТ по фактору внешнего воздействия АШ также фактически не разрешило все имеющиеся задачи, в частности, задачу создания механизма регулирования нового строительства, как это было задумано в рамках реализации законодательных положений о ПТ. Наличие сложившейся повсеместно «практически слабо решаемой в настоящее время проблемы обеспечения приемлемого с позиции сохранения здоровья населения существования крупных авиатранспортных предприятий и селитебных образований» на практике означает «обрекание значительного контингента проживающего в дискомфортных условиях населения на долгие годы» [5].

В ряде случаев ошибочное определение размеров шумовых зон привело к непреднамеренному ухудшению условий проживания населения на ПТ. Во многом объективной причиной здесь является трудность инструментального подтверждения границы шумовой зоны в ночное время суток по нормируемым критериям эквивалентного $L_{A_{ekv}}=45$ дБ и максимального $L_{A_{max}}=60$ дБ уровней шума¹. Эта зона захватывает значительные территории на удалении 20–30 км от контрольной точки аэропорта при полётах ВС вследствие отклонений ВС от установленных маршрутов полёта.

Законодательные попытки исправления ситуации за счёт периодического внесения изменений в ст. 47 Федерального закона № 60-ФЗ (Воздушный кодекс Российской Федерации²)

¹ СанПиН 1.2.3685-21. Гигиенические нормативы и требования к обеспечению безопасности и (или) безвредности для человека факторов среды обитания.

² Воздушный кодекс Российской Федерации. Федеральный закон № 60-ФЗ от 19.03.1997 г (редакции от 02.12.2017 г.).

не принесли ожидаемых результатов: требуется введение целенаправленного законодательного пакета мер, направленных на предупреждение вредного воздействия АШ при полётах ВС для обеспечения благоприятных условий жизнедеятельности населения на ПТ.

Влияние изменения законодательства на решение проблемы размещения новой и реконструируемой застройки в зонах повышенного воздействия АШ

Начавшийся в Российской Федерации бум освоения близлежащих к аэродромам территорий вызвал опасения в части возможных ограничений эксплуатационной деятельности аэродромов. Поэтому в целях обеспечения безопасности полётов ВС, перспективного развития аэропорта и исключения негативного воздействия оборудования аэродрома и полётов ВС на здоровье человека и окружающую среду были приняты Федеральный закон № 135-ФЗ³ и Постановление Правительства РФ № 1460⁴ с внесением необходимых дополнений в ст. 47 Воздушного кодекса РФ, что предусматривало в том числе законодательную обязательность установления операторами аэродромов границ седьмой (экологической) подзоны ПТ.

Очередная попытка законодательного решения проблемы размещения новой и реконструируемой застройки в зонах повышенного воздействия АШ заключалась в принятии Федерального закона №191-ФЗ⁵ и внесении изменений в ст. 47 Воздушного кодекса от 19.12.2022, а именно в п. 3: «Определение перечня ограничений использования земельных участков, предусматривающих запрет на строительство, реконструкцию, эксплуатацию отдельных видов объектов капитального строительства в седьмой подзоне приаэродромной территории, осуществляется с учётом возможности применения при строительстве, реконструкции, эксплуатации таких видов объектов мер по предупреждению и (или) устранению негативного физического воздействия и по результатам расчёта и оценки рисков для здоровья человека, проведённых в соответствии с санитарно-эпидемиологическими требованиями».

По мнению автора, приведённая формулировка обладает следующими неточностями и противоречиями:

во-первых – в условиях эксплуатации действующего аэродрома отсутствуют возможности применения мер по предупреждению и (или) устранению негативного физического воздействия авиационного шума, что допускает размещение объектов в любом месте в границах шумового воздействия;

во-вторых – методическое определение и клинические доказательства проявления «существенных изменений показателей функционального состояния систем и анализаторов, чувствительных к шуму»⁶, не отражены в нормативных документах, основанных на исследованиях вредности для человека факторов среды его обитания применительно к шуму на местности;

в-третьих – ссылки на возможность использования показателей оценки риска для здоровья человека при воздействии АШ для обоснования размещения объектов на ПТ являются безосновательными. Подходы МР 2.1.10.0059-12⁷ к оценке риска для здоровья человека на

³ О внесении изменений в отдельные законодательные акты Российской Федерации в части совершенствования порядка установления и использования приаэродромной территории и санитарно-защитной зоны. Федеральный закон № 135-ФЗ от 01.07.2017 г.

⁴ Постановление Правительства Российской Федерации от 2 декабря 2017 г. № 1460 (ред. от 24.01.2023) «Об утверждении Правил установления приаэродромной территории и Правил разрешения разногласий, возникающих между высшими исполнительными органами государственной власти субъектов Российской Федерации, уполномоченными Правительством Российской Федерации федеральными органами исполнительной власти и Федеральной службой по надзору в сфере защиты прав потребителей и благополучия человека при согласовании проекта акта об установлении приаэродромной территории и при определении границ седьмой подзоны приаэродромной территории».

⁵ О внесении изменений в отдельные законодательные акты Российской Федерации. Федеральный закон от 11.06.2021 г. № 191-ФЗ.

⁶ СНиП 23-03-2003. Защита от шума. Актуализированная редакция.

⁷ МР 2.1.10.0059-12. Оценка риска здоровью населения от воздействия транспортного шума.

основании расчётных показателей в виде низкого, среднего, высокого и экстремального риска не применяются ВОЗ⁸ и никак не связаны с установленными санитарно-эпидемиологическими требованиями по обеспечению безопасности и (или) безвредности для человека факторов среды обитания, в том числе для определения гигиенических нормативов акустических параметров воздействия АШ. Указанные расчётные показатели не предназначены для количественной оценки возможности применения при строительстве, реконструкции, эксплуатации объектов мер по предупреждению и (или) устранению негативного физического воздействия при их размещении на ПТ, для этих целей применяются строительные нормы и правила⁹, использующие нормируемые параметры эквивалентных и максимальных уровней звука.

Недостатки практики применения существующего нормирования АШ при зонировании ПТ

Первоначально размеры зон запрещения (ограничения) застройки для ПТ аэродромов устанавливались преимущественно по критериям максимального уровня звука $L_{A\max}$, затем с 2020 по 2024 год – по критериям эквивалентного уровня звука $L_{A\text{экв}}$, а в настоящее время – дополнительно и по критериям средневзвешенных эквивалентных уровней звука $L_{A\text{дн}}$. Эта последовательность свидетельствует о несовершенстве санитарного законодательства в части нормирования АШ, которое изменялось с учётом обстоятельств и возможности снижения площади зон запрещения (ограничения) застройки из-за шумового воздействия при полётах ВС.

На рис. 1 представлены зависимости ширины контуров равного уровня звука для измеренных значений $L_{A\text{экв}}$ и для расчётных значений $L_{A\text{дн}}$ в произвольной точке на местности от количества взлётных операций ВС одного типа. Для сравнения показано измеренное значение ширины контура для максимальных уровней звука $L_{A\max} = 75$ дБ при единичных пролётах, которое без учёта атмосферных условий является неизменным показателем акустической ситуации на местности в дневное и ночное время суток.

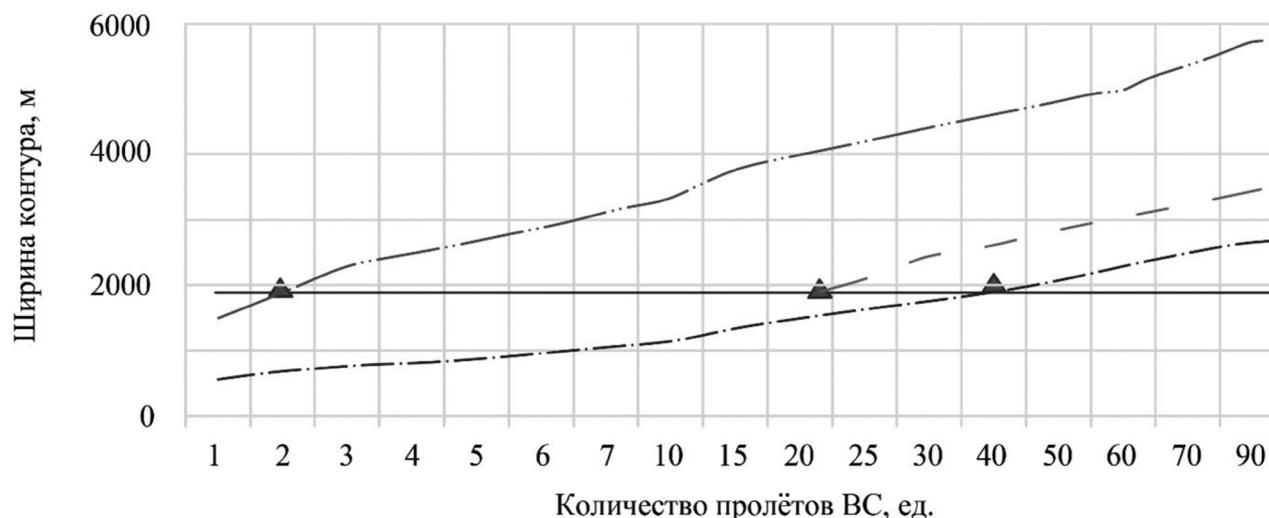


Рис. 1. Зависимости ширины контуров равного уровня звука от количества пролётов ВС: $L_{A\text{экв}}=45$ дБ – ночь (штрих-пунктирная линия с двумя точками); $L_{A\text{экв}}=55$ дБ – день (штрих-пунктирная линия); прогнозируемый (расчётный) контур $L_{A\text{дн}}$ показан прерывистой линией; постоянное значение ширины контура для $L_{A\max}=75$ дБ – сплошной линией

⁸ Справочник ВОЗ по разработке руководящих принципов. Второе издание. 2018, Женева, ВОЗ.

⁹ СП 51.13330.2011. Свод правил «Защита от шума». Актуализированная редакция СНиП 23-03-2003. Утв. приказом Министерства регионального развития РФ от 28 декабря 2010 г. № 825 (с изменениями и дополнениями).

На рис. 2 отражено условное сравнение расчётных значений по критериям эквивалентного уровня шума в дневное ($L_{AЭКВ}=55$ дБ) и ночное ($L_{AЭКВ}=45$ дБ) время суток, а также $L_{Aдн}$ при условном количестве взлётно-посадочных операций одного типа ВС для произвольно выбранной точки на местности при постоянных значениях максимальных уровней $L_{Amax}=75$ дБ и среднего значения эффективного времени звучания шумовых событий $\tau_{\phi}=10$ с.

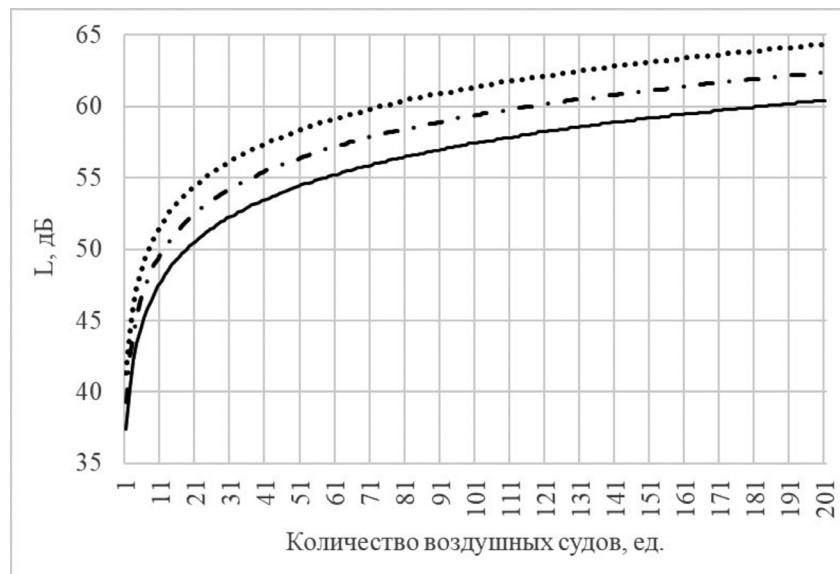


Рис. 2. Расчётные зависимости изменения значений уровней шума от количества пролётов ВС:

$L_{AЭКВ}=55$ дБ – день, сплошная линия; $L_{AЭКВ}=45$ дБ – ночь, пунктирная линия;
 $L_{Aдн}$ (85 % день + 15 % ночь) – штрих-пунктирная линия

На рис. 2 видно, что график $L_{Aдн}$ (штрих-пунктирная линия), значения которого рассчитываются по сумме эквивалентных (опорных) корректированных оценочных уровней звука $L_{AЭКВ}$ в дневное и ночное время суток с использованием повышающего коэффициента для ночного времени суток ($K_n=+10$ дБ), повторяет по форме графики, показывающие значения эквивалентных уровней как в дневное время суток по $L_{AЭКВ}=55$ дБ (сплошная линия), так и в ночное время суток по $L_{AЭКВ}=45$ дБ (пунктирная линия).

При наличииочной эксплуатации $L_{Aдн}$ всегда превышает значения эквивалентных уровней в дневное время суток и превысит расчётные значения эквивалентных уровней в ночное время суток при определённом количестве пролётов за ночное время. Это правило зачастую не принимается во внимание. Необходимо отметить, что применение повышающего коэффициента $K_n=+10$ дБ является эффективным инструментом экологически ориентированной технологии процессов эксплуатации ВС, так как позволяет регулировать количество полётов ВС в ночное время суток, в том числе полётов ВС шумных типов.

В настоящее время количественная оценка АШ при функциональном зонировании ПТ при оценке риска для здоровья человека, проживающего на этой территории, осуществляется с одновременным применением санитарно-эпидемиологического нормирования АШ по критериям $L_{AЭКВ}$ и $L_{Aдн}$. Величина средневзвешенного оценочного уровня шума на интервале «день – ночь» $L_{Aдн}$ основана на суммарном учёте $L_{AЭКВ}$ за рассматриваемый период оценки в дневное и ночное время суток¹⁰. В отсутствие утверждённых нормативных значений установления критериев зоны запрещения строительства расчётные показатели средневзвешенных эквивалентных уровней звука определяются проектировщиками не всегда одинаково. Например, согласно официальным данным,

¹⁰ ГОСТ Р ИСО 1996-1-2019. Акустика. Описание, измерение и оценка шума на местности. Часть 1. Основные величины и процедуры оценки.

для аэродромов аэропортов Домодедово и Шереметьево $L_{A_{dn}}=61$ дБ, для Внуково $L_{A_{dn}}=62$ дБ, для Пулково $L_{A_{dn}}=71$ дБ.

Из-за сокращения размеров шумовых зон появилась возможность размещать жилую застройку на небольшом удалении по маршруту взлёта или посадки ВС, что в ряде случаев привело к ухудшению условий проживания населения, когда человек испытывает раздражение от максимального уровня звука в момент пролёта ВС, а не за «накопленный» длительный период воздействия шума.

Совокупность отмеченных недостатков в этой и других работах по построению шумовых зон аэродромов при полётах ВС показывает, что исполнители (проектировщики) и экспертные организации не учитывают минимальные требования действующих нормативных и методических документов, что не соответствует конституционной задаче по обеспечению благоприятных условий жизнедеятельности населения, которое проживает неподалеку от установления границ шумовых контуров аэродромов. Последствия этого – ухудшение условий проживания по фактору АШ, а в дальнейшем – и возможное ограничение эксплуатационной деятельности аэродромов в ночное время суток.

Заключение

За рубежом государствами – членами ИКАО постоянно уделяется внимание проблемам оценки воздействия АШ и защиты от него, заключающееся в его прогнозировании и контроле [6–8]. Анализ сложившейся системы нормативно-законодательных актов Российской Федерации и предпринимаемых действий по ограничению застройки в пределах седьмой подзоны ПТ, обусловленных вредным фактором внешнего воздействия АШ при полётах ВС, показал необходимость совершенствования отечественного законодательного регулирования в части воздействия АШ на ПТ. Следует установить единую процедуру определения размеров седьмой подзоны ПТ, включающую ограничение размещения объектов капитального строительства на ПТ, а также реализацию мероприятий, направленных на предупреждение вредного воздействия и защиту населения от АШ. Это можно осуществить при разработке проектов закона об авиационном шуме и соответствующих подзаконных актов в формате постановлений Правительства РФ о принятии мер, направленных на предупреждение вредного воздействия АШ. Аналогичные законы действуют во многих авиационно-развитых странах¹¹, например, с 1971 г. в ФРГ¹².

Для этого должен быть выполнен комплекс научно-исследовательских работ, предусматривающих: обоснование установления единых нормируемых критериев и предельных количественных значений прогнозирования оценки воздействия АШ и защиты от него; определение требований к технической точности процесса построений расчётного контура АШ и его верификации; разработку правил эксплуатации систем инструментального мониторинга АШ и применения шумозащитных мероприятий.

Конфликт интересов. Автор заявляет об отсутствии конфликта интересов.

Conflict of interest. The author declares no conflict of interest.

Список источников

1. Fleming G. G., Lepine Yvan de, Schaufele Roger. Environmental trends in aviation to 2050. 2022 *Environmental Report*, ICAO, 2023, pp. 24–31.

¹¹ Директива 2002/49/ЕС Европейского парламента и Совета от 25 июня 2002 г. об оценке и управлении шумом окружающей среды. Европейский парламент и Совет Европейского союза, 2002.

¹² Gesetz zum Schutz gegen Fluglärm (Источник оригинального текста: BGBl. I 2007, 2556), 30.03.1971.

2. Авиация и окружающая среда. Пункт назначения зелёный. Экологический отчёт ИКАО за 2019 год. ИКАО, 2019. 375 с.
3. Картышев О. А., Кирюшина Н. К., Пинигин М. А. Предложения по оценке ущерба здоровью человека от воздействия авиационного шума // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2020. № 31. С. 54–65.
4. Сазонов Э. В., Сухорукова И. А. Оценка шумового загрязнения территорий поселений, находящихся в зоне влияния аэропромов // Вестник МГСУ. 2012. № 2. С. 130–134.
5. Гильденсиольд Р. С., Татянюк Т. К., Савельев С. И., Рекис В. К. Обеспечение гигиенически безопасного проживания населения при близком расположении жилой застройки и авиатранспортного предприятия // Гигиена и санитария. 2016. Т. 95. № 11. С. 1029–1032.
6. ИКАО Doc 9829 AN/451. Инструктивный материал по сбалансированному подходу к управлению авиационным шумом, 2-е издание. ИКАО, 2008. 142 с.
7. ИКАО Doc 9184. Руководство по проектированию аэропортов. Часть 2. Землепользование и экологический менеджмент. Изд. 4. ИКАО, 2018. 254 с.
8. Aviation Environmental Design Tool (AEDT). Version 3C. Technical Manual. U.S. Department of Transportation, 2020, 454 p.

References

1. Fleming G. G., Lepine Yvan de, Schaufele Roger. Environmental trends in aviation to 2050. 2022 *Environmental Report*, ICAO, 2023, pp. 24–31.
2. Destination Green: The Next Chapter. ICAO Environmental Report 2019. ICAO, 2019, 374 p.
3. Kartyshov O. A., Kiryushina N. K., Pinigin M. A. Proposals for assessing the damage to human health from exposure to aircraft noise. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2020, no. 31, pp. 54–65. (In Russ.)
4. Sazonov E. V., Sukhorukova I. A. Assessment of noise pollution of inhabited territories impacted by airfields. *Vestnik MGSU*, 2012, no. 2, pp. 130–134. (In Russ.)
5. Gildenskiold R. S., Tatyanyuk T. K., Savelyev S. I., Rekis V. K. The possibility of provision of hygienically safe residing for the population in residential construction located closely to air transport enterprises. *Hygiene and Sanitation*, 2016, vol. 95, no 11, pp. 1029–1032. (In Russ.)
6. ICAO Doc 9829 AN/451. Guidance material on the Balanced Approach to Aircraft Noise Management. 2nd Edition, ICAO, 2008 134 p.
7. ICAO Doc 9184. Airport Planning Manual. Part 2: Land Use and Environmental Management. Fourth Ed. ICAO, 2018, 222 p.
8. Aviation Environmental Design Tool (AEDT). Version 3C. Technical Manual. U.S. Department of Transportation, 2020, 454 p.

Информация об авторе

Картышев Олег Алексеевич, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, Центр экологической безопасности гражданской авиации, Москва, Россия, oa_kartyshov@mail.ru

Author information

Kartyshov Oleg A., Candidate of Sciences (Engineering), Senior Researcher, Civil Aviation Environmental Safety Center, Moscow, Russia, oa_kartyshov@mail.ru

Статья поступила в редакцию 27.05.2025; одобрена после рецензирования 12.12.2025; принята к публикации 19.12.2025.
The article was submitted 27.05.2025; approved after reviewing 12.12.2025; accepted for publication 19.12.2025.

Научная статья
УДК 351.814.332

АЛГОРИТМ ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЯ ДИСПЕТЧЕРОМ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ ПРИ ВЕРТИКАЛЬНОМ МАНЕВРИРОВАНИИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

И. А. КРИВОГУЗОВ, А. Ю. ПРОКОПОВИЧ

Региональный Центр ЕС ОрВД, Санкт-Петербург, Россия

Аннотация. Разработан алгоритм поддержки принятия решения (ППР) диспетчером управления воздушным движением (УВД) при вертикальном маневрировании воздушного судна (ВС) с пересечением встречного эшелона, занятого другим ВС, основанный на анализе диспетчером информации о взаимном положении ВС в информационном обеспечении автоматизированной системы УВД (АС УВД). Для реализации алгоритма рассматривается последовательность технологических операций диспетчера с использованием информации о поступательной и вертикальной скорости движения ВС, совершающего манёвр с пересечением встречного занятого эшелона с соблюдением норм эшелонирования, предписанных законодательством. Особое внимание уделено практической применимости алгоритма в реальных условиях работы диспетчеров. Алгоритм основан на анализе данных о воздушной обстановке, прогнозировании конфликтных ситуаций и генерации рекомендаций для диспетчера. В работе рассмотрены ключевые этапы разработки алгоритма, включая сбор и обработку данных и моделирование вертикальных манёвров. Внедрение подобного алгоритма позволит снизить нагрузку на диспетчеров, уменьшить количество ошибочных решений и повысить пропускную способность воздушного пространства. Разработанный алгоритм предназначен для районного диспетчерского обслуживания, однако может найти применение и при других видах диспетчерского обслуживания с учётом корректировок и адаптации.

Ключевые слова: алгоритм поддержки принятия решения, автоматизированная система управления воздушным движением, вертикальное маневрирование, безопасность полётов, аэронавигация

Для цитирования: Кривогузов И. А., Прокопович А. Ю. Алгоритм поддержки принятия решения диспетчером управления воздушным движением при вертикальном маневрировании воздушных судов // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2025. № 53. С. 60–70.

THE ALGORITHM OF DECISION SUPPORT FOR THE AIR TRAFFIC CONTROLLER DURING VERTICAL MANEUVERING OF AIRCRAFT

I. A. KRIVOGUZOV, A. YU. PROKOPOVICH

Regional Air Traffic Control Center, St. Petersburg, Russia

Abstract. An algorithm has been developed to support the decision-making of an air traffic controller during an aircraft's vertical maneuver involving the crossing of an opposite flight level occupied by another aircraft. The algorithm is based on the controller's analysis of information regarding the mutual position of the aircraft within the data support system of the automated air traffic control system. To implement the algorithm, a sequence of the controller's technological operations is considered, utilizing information about the ground speed and vertical speed of the aircraft performing the maneuver to cross the occupied opposite flight level while

adhering to the separation standards prescribed by law. Particular attention is paid to the practical applicability of the algorithm in real-world controller working conditions. The algorithm is based on the analysis of air situation data, prediction of conflict situations, and the generation of recommendations for the controller. The paper examines the key stages of the algorithm's development, including data collection and processing, and the modeling of vertical maneuvers. The implementation of such an algorithm will reduce the workload on controllers, decrease the number of erroneous decisions, and increase airspace capacity. The developed algorithm is intended for area control service but can also be applied to other types of ATC services with appropriate adjustments and adaptation.

Keywords: decision support algorithm, automated Air Traffic Control system, vertical maneuvering, flight safety, navigation of aircraft

For citation: Krivoguzov I. A., Prokopovich A. Yu. The algorithm of decision support for the air traffic controller during vertical maneuvering of aircraft. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2025, no. 53, pp. 60–70. (In Russ.)

Введение

Современная авиационная отрасль характеризуется стремительным ростом интенсивности воздушного движения, усложнением структуры воздушного пространства и ужесточением требований к безопасности полётов. В этих условиях особую значимость приобретает эффективное управление воздушным движением, в частности, обеспечение безопасного и оптимального вертикального маневрирования ВС [1]. Вертикальное маневрирование, включающее такие операции, как набор высоты, снижение и изменение эшелона, представляет собой одну из наиболее сложных и ответственных задач для диспетчеров. К тому же значительная часть конфликтных ситуаций в воздушном пространстве связана именно с вертикальным перемещением ВС, поскольку традиционные методы управления, основанные на ручном анализе данных, уже не справляются с современными объёмами трафика. Это обуславливает необходимость внедрения автоматизированных систем ППР [2], способных оперативно обрабатывать большие массивы информации, прогнозировать развитие воздушной обстановки и предоставлять диспетчерам обоснованные рекомендации.

Описанный в данной статье алгоритм отличается комплексным подходом к анализу вертикального маневрирования, учитывающим не только текущее положение ВС, но и динамические изменения воздушной обстановки. В отличие от традиционных систем, опирающихся на статические правила эшелонирования, предлагаемое решение использует методы прогнозного моделирования [3], что позволяет заранее выявлять потенциальные угрозы и предлагать упреждающие меры.

Основной целью работы является разработка алгоритма ППР для диспетчеров при вертикальном маневрировании ВС, который будет обеспечивать следующие аспекты:

1. Автоматизированный мониторинг воздушной обстановки – сбор и обработку данных о местоположении, скорости, высоте и других параметрах ВС в реальном времени.

2. Выявление потенциальных конфликтов – анализ траекторий движения ВС с учётом вертикального эшелонирования и прогнозирование возможных опасных сближений.

3. Генерацию оптимальных решений – предложение диспетчеру вариантов по вертикальному маневрированию с учётом текущих условий.

4. Минимизацию человеческого фактора – снижение когнитивной нагрузки на диспетчеров за счёт автоматизации рутинных операций и визуализации ключевых данных.

Алгоритм направлен на повышение уровня безопасности полётов за счёт снижения вероятности ошибок, связанных с человеческим фактором. Внедрение алгоритма позволит оптимизировать использование воздушного пространства, сократить задержки рейсов и повысить пропускную способность воздушного пространства.

Алгоритм принятия решения диспетчером при вертикальном маневрировании ВС

Алгоритмы ППР для диспетчеров имеют решающее значение для обеспечения безопасности и эффективности полётов при высокой загруженности воздушного пространства. Эти алгоритмы используют различные методы, чтобы помочь диспетчерам принимать обоснованные решения о траектории полёта, разрешении конфликтов и общем управлении воздушным движением [4].

Рассмотрим три варианта взаимного движения ВС:

1) ВС двигаются на одной высоте полёта (на одном эшелоне), и их траектории пересекаются на встречных курсах или при обгоне одним ВС другого;

2) траектории ВС пересекаются при изменении высоты полёта хотя бы одним из ВС;

3) одно или оба ВС меняют высоту полёта, но их траектории не пересекаются.

Данные варианты движения [5] зависят от того, как каждое ВС поддерживает определённый режим движения: движение в режиме горизонтального полёта, набор высоты или снижение. Для каждого из этих трёх вариантов диспетчер использует определённый алгоритм проверки наличия потенциальной конфликтной ситуации: рассчитывает прогнозируемое время конфликта, высоту полёта, на которой возможен конфликт, а также траектории движения конфликтующих ВС. Применение соответствующего алгоритма позволяет диспетчеру оценить потенциальный риск нарушения интервалов и принять необходимые меры для обеспечения безопасности полёта.

После получения запроса от командира ВС на изменение эшелона полёта с пересечением встречного занятого эшелона диспетчер анализирует динамическую воздушную обстановку, параметры ВС, участвующих в конфликте, и принимает решение. Часто диспетчер действует в данной ситуации, основываясь на собственном опыте (похожих решённых ситуациях и аналогичных ситуациях, отработанных на тренажёре). Процесс анализа воздушной обстановки и расчёта параметров движения у диспетчера занимает определённое время, причём у каждого диспетчера своё время анализа, которое зависит от индивидуальных способностей и опыта работы.

Общий алгоритм [6, 7] принятия решения диспетчером при запросе экипажа ВС на изменение эшелона представлен на рис. 1.



Рис. 1. Алгоритм принятия решения диспетчером УВД при запросе на изменение высоты; ДВО – динамическая воздушная обстановка, ПКС – потенциально конфликтная ситуация, FL₀ – текущий эшелон полёта, Δh – изменение высоты, FL_{±Δh} – новый эшелон полёта

Алгоритм ППР диспетчером УВД при вертикальном маневрировании ВС с учётом автоматизированного расчёта потенциальных конфликтных ситуаций

Для реализации алгоритма ППР диспетчером при вертикальном маневрировании ВС рассматриваются следующие исходные данные:

- путевые скорости пары ВС (V_1 и V_2), получаемые и обрабатываемые АС УВД в режиме реального времени;

- вертикальная скорость (v_y) ВС, совершающего манёвр.

Современные комплексы систем автоматизации УВД [8] рассчитывают потенциально-конфликтные и конфликтные ситуации и отображают их параметры на индикаторе воздушной обстановки диспетчера, что способствует обеспечению требуемых норм эшелонирования.

Нормы вертикального эшелонирования зависят от высоты и скорости полёта ВС, правил полёта ВС, полётов в/вне слоя сокращённых интервалов вертикального эшелонирования (RVSM) и зоны ответственности, в которой находятся ВС. Нормы продольного эшелонирования устанавливаются при полётах ВС по правилам полётов по приборам между ВС в километрах или минутах. Нормы продольного эшелонирования зависят от:

1. направления движения ВС – попутное, встречное или движение по пересекающимся траекториям;
2. зоны ответственности, в которой находятся ВС;
3. наличия или отсутствия систем наблюдения обслуживания воздушного движения.

Последовательность действий диспетчера при получении запроса от экипажа ВС на изменение эшелона, где оценивается динамическая воздушная обстановка, вырабатывается решение по траекторному управлению с учётом обращения к системе ППР, представлена на рис. 2.

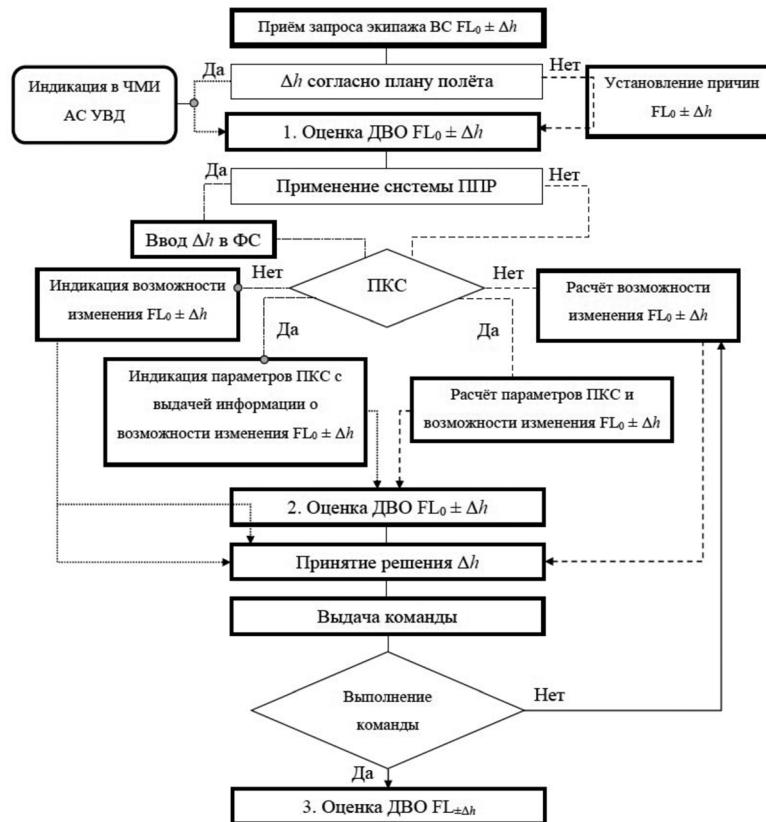


Рис. 2. Алгоритм принятия решения диспетчером УВД при вертикальном маневрировании ВС с использованием системы ППР; ЧМИ – человеко-машинный интерфейс, ФС – формуляр сопровождения ВС

Графическое представление минимального расстояния, необходимого для начала безопасного вертикального манёвра, которое будет определяться с помощью АС УВД, показано на рис. 3.

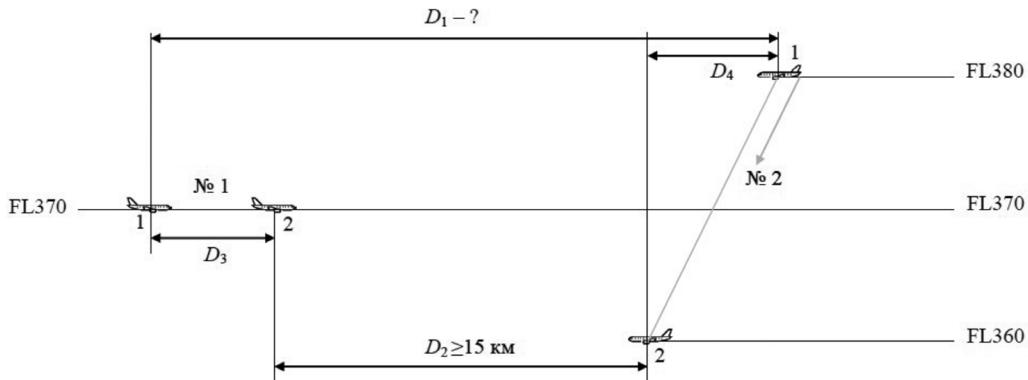


Рис. 3. Пример конфликтного движения при пересечении встречного занятого эшелона

Аналитический расчёт расстояния между ВС (D_1) зависит от нескольких параметров: времени манёвра t_m ВС № 2 из положения 1 в положение 2 и расстояний D_3 и D_4 , которые каждое из ВС пролетят за время манёвра. D_2 – это интервал между ВС после выполнения манёвра.

Для выполнения безопасного манёвра диспетчеру стоит делать запас по расстоянию, несмотря на установленный минимум горизонтального эшелонирования¹, поэтому при данном расчёте значение параметра D_2 должно быть не менее 15 км.

Время манёвра рассчитывается по следующей формуле:

$$t_m = \Delta h / v_y, \quad (1)$$

где Δh – изменение высоты (эшелона) полёта (фут), которое планирует маневрирующее ВС, v_y – вертикальная скорость маневрирующего ВС (фут/мин).

Расстояние, которое пролетит ВС № 1 за время манёвра, рассчитывается по следующей формуле:

$$D_3 = t_m V_1, \quad (2)$$

где t_m – время манёвра (1) (мин), V_1 – скорость ВС № 1 (км/мин).

Аналогично расстояние, которое пролетит ВС № 2 за время манёвра, рассчитывается по формуле:

$$D_4 = t_m V_2, \quad (3)$$

где V_2 – скорость ВС № 2 (км/мин).

Для верного расчёта необходимо ввести расстояние-погрешность D_5 , которое показывает, сколько пролетят оба ВС с момента запроса экипажем маневрирующего ВС смены эшелона полёта до момента начала реального движения данного ВС в ожидаемом направлении. Это расстояние рассчитывается по следующей формуле:

$$D_5 = t_p (V_1 + V_2), \quad (4)$$

где t_p – время с момента запроса экипажем маневрирующего ВС смены эшелона полёта до момента начала реального движения данного ВС в ожидаемом направлении (мин). Алгоритм действий диспетчера в этом случае представлен на рис. 4.

¹ Федеральные правила использования воздушного пространства Российской Федерации № 138 от 11 марта 2010 г.

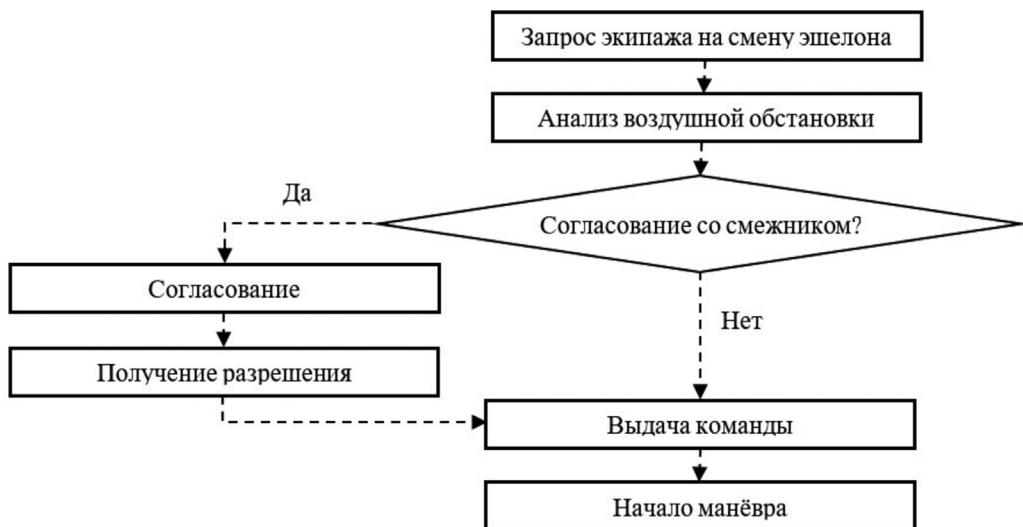


Рис. 4. Алгоритм действий диспетчера при получении запроса на смену эшелона

Для того, чтобы определить параметр t_p , был проведён эксперимент [9] в районном диспетчерском центре Регионального центра ЕС ОрВД (Санкт-Петербург) филиала «Аэронавигация Северо-Запада» ФГУП «Госкорпорация по ОрВД». Суть эксперимента – замер времени с момента запроса экипажем ВС на смену эшелона полёта до момента начала реального движения данного ВС в ожидаемом направлении после выдачи разрешения.

С математической точки зрения [10] эксперимент состоит в том, чтобы измерить время манёвра (t_p), которое складывается из двух составляющих: времени на анализ ДВО, принятие решения и выдачу команды диспетчером ($t_{дисп}$) и времени на восприятие команды экипажем ВС и его действия ($t_{ЭВС}$). Данные величины являются случайными и зависят от нескольких факторов.

Для детализации факторов, которые влияют на работу диспетчера и, следовательно, на время $t_{дисп}$, введём независимые переменные: x_1 – загруженность сектора, x_2 – сложность воздушной обстановки, x_3 – загруженность канала связи и e_1 – случайная составляющая. Для параметра $t_{ЭВС}$ детализация факторов выглядит следующим образом: z_1 – уровень автоматизации ВС, z_2 – загруженность экипажа в момент команды, z_3 – опыт экипажа и e_2 – случайная составляющая. Под случайными составляющими подразумеваются личная усталость, отвлечение на посторонние дела и т. п.

Математические модели для обеих величин выглядят следующим образом:

$$t_{дисп} = f(x_1, x_2, x_3) + e_1;$$

$$t_{ЭВС} = g(z_1, z_2, z_3) + e_2.$$

Математические модели представим в виде линейных формул, так как для настоящего исследования их усложнение нецелесообразно. Это позволяет сделать модели универсальными, поскольку данные величины аддитивны. Итак, математическая модель для $t_{дисп}$ будет иметь вид:

$$t_{дисп} = \alpha_1 x_1 + \alpha_2 x_2 + \alpha_3 x_3 + e_1,$$

где α_1 , α_2 и α_3 – коэффициенты, которые оцениваются в процессе эксперимента.

Аналогично модель для $t_{ЭВС}$:

$$t_{ЭВС} = \beta_1 z_1 + \beta_2 z_2 + \beta_3 z_3 + e_2,$$

где β_1 , β_2 и β_3 – коэффициенты, которые оцениваются в процессе эксперимента.

Итоговая интегрированная модель эксперимента выглядит следующим образом:

$$t_p = t_{\text{дисп}} + t_{\text{ЭВС}} = [\alpha_1 x_1 + \alpha_2 x_2 + \alpha_3 x_3] + [\beta_1 z_1 + \beta_2 z_2 + \beta_3 z_3] + (e_1 + e_2).$$

Объединим константы и запишем:

$$t_p = \sum_{i=1}^3 \alpha_i x_i + \sum_{j=1}^3 \beta_j z_j + e,$$

где $e = e_1 + e_2$ – суммарная случайная составляющая.

В процессе эксперимента в выборку были взяты 15 ВС ($k = 1, 2, \dots, 15$) различных типов. Замерялись следующие параметры без учёта факторных коэффициентов: время запроса экипажа ВС на смену эшелона (t_{0k}), время выдачи разрешения диспетчером (t_{1k}), время начала манёвра (t_{2k}).

Из этих данных $t_{\text{дисп}}$, $t_{\text{ЭВС}}$ и t_p замерялись таким образом:

$$t_{\text{дисп}k} = t_{1k} - t_{0k}; \quad t_{\text{ЭВС}k} = t_{2k} - t_{1k}; \quad t_{pk} = t_{2k} - t_{0k}.$$

Полученные результаты эксперимента представлены в таблице

Результаты проведения эксперимента

№	Позывной	Тип ВС	Категория ВС	Время t_p (с)
1	CSC3804	A359	Тяжёлый	39
2	DXT9653	E35L	Средний	32
3	PGT1581	A20N	Средний	38
4	AUL529	B738	Средний	30
5	PGT1577	A20N	Средний	39
6	CBJ657	A333	Тяжёлый	44
7	ETH761	B788	Тяжёлый	41
8	MSR729	B738	Средний	21
9	CHH758	B789	Тяжёлый	28
10	UZB212	A21N	Средний	27
11	CBJ431	A333	Тяжёлый	33
12	SDM6344	SU95	Средний	32
13	CHH753	A333	Тяжёлый	49
14	AFL1318	A320	Средний	18
15	CSC3804	A359	Тяжёлый	40
Среднее время				34,1
Среднеквадратичное отклонение				8,5

По полученным 15 значениям было рассчитано среднее арифметическое время, а также среднеквадратичное отклонение по данной величине:

$$t_p = 34,1 \pm 8,5 \text{ с.}$$

Для расчёта необходимо взять значение с максимальным отклонением, соответственно формула (4) будет иметь следующий вид:

$$D_5 = 0,71(V_1 + V_2). \quad (5)$$

Искомое расстояние D_1 (рис. 3) рассчитывается по следующей формуле:

$$D_1 = D_2 + D_3 + D_4 + D_5, \quad (6)$$

где D_2 – интервал между ВС после выполнения манёвра (15 км); D_3 , D_4 и D_5 рассчитываются по формулам (2), (3) и (5) соответственно. Подставив эти значения в формулу (6), получим:

$$D_1 = 15 + (\Delta h / v_y + 0,71)(V_1 + V_2).$$

Далее приведён пример расчёта D_1 для движущейся пары ВС.

ВС № 1 – Airbus 321: скорость ВС 840 (км/ч) = 14 (км/мин) (V_1), горизонтальный полёт.

ВС № 2 – Boeing 737: скорость ВС 780 (км/ч) = 13 (км/мин) (V_2), средняя вертикальная скорость $v_y = 1000$ фут/мин.

$$D_1 = 15 + (2000/1000 + 0,71)(14 + 13) = 15 + 2,71 \cdot 27 = 88,17 \text{ км.}$$

В момент пересечения траекторий расстояние будет составлять:

$$D_1^* = 15 + (1000/1000 + 0,71)(14 + 13) = 15 + 1,71 \cdot 27 = 61,17 \text{ км.}$$

Из данного примера получаем, что при заданных типах и скоростях ВС минимальное расстояние между ВС для выполнения безопасного снижения $D_1 = 88,17$ км. Расчёт D_1 возможно осуществлять за счёт вычислительных средств АС УВД с последующей выдачей информации диспетчеру (по запросу), что требует включения данного процесса в общий алгоритм выработки решения по траекторному управлению ВС.

Предполагается, что запрашиваемый эшелон диспетчер вводит в формуляр сопровождения ВС. После чего система ППР рассчитывает D_1 , подсказывает диспетчеру возможность безопасного манёвра и выдаёт рекомендации: какие эшелоны может занимать ВС в данном положении. Эшелоны полёта в формуляре сопровождения, которые АС УВД рекомендует при выполнении бесконфликтного манёвра, целесообразно выделять контрастным цветом [11] при указании требуемой вертикальной скорости для того, чтобы занять заданный эшелон полёта или запретить небезопасный манёвр. Индикация запрашиваемого эшелона ($\mathcal{E}P_{\text{запр}}$), который система рекомендует использовать для манёвра, производится зелёным цветом, а эшелонов, которые не рекомендует – красным.

При этом в перспективе предлагаемая функция алгоритма ППР в АС УВД может визуализировать параметры манёвра в режиме реального времени, постоянно обновляя данные о возможности совершения манёвра, требуемой вертикальной скорости и рубежах начала манёвра. Пример такой индикации представлен на рис. 5.

Решение по изменению высоты ВС в любом случае принимает диспетчер, основываясь на отображаемых расчётных данных в информационном обеспечении АС УВД. Для практического применения алгоритм не потребует учёта личных предпочтений в способах индикации, поскольку индикация будет стандартна. При практической реализации потребуются обязательные тренировки персонала, а также проверки надёжности расчётов при различных параметрах динамической воздушной обстановки и внешних условий (например, изменение направления и силы ветра на разных эшелонах).

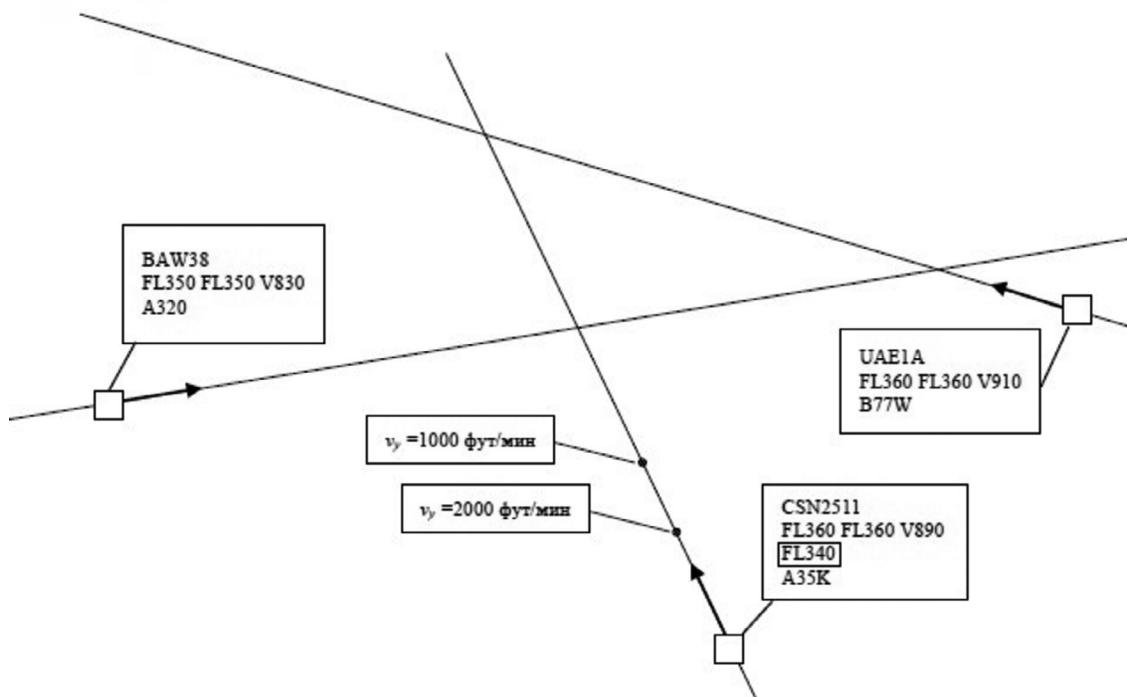


Рис. 5. Визуализация СППР в режиме реального времени

Заключение

В ходе проведённого исследования была рассмотрена актуальная проблема ППР диспетчерами управления воздушным движением при вертикальном маневрировании ВС. Разработанный алгоритм ППР, обеспечивая диспетчеров своевременными и обоснованными рекомендациями, позволяет перейти от реактивного управления, основанного на опыте и интуиции диспетчера, к проактивному, основанному на прогнозном моделировании и строгих математических расчётах.

Основным результатом работы является синтез алгоритма ППР, который:

- 1) интегрируется в существующую АС УВД, используя данные о ДВО в реальном времени;
- 2) осуществляет прогнозное моделирование зон потенциального конфликта ВС на основе их текущих траекторий и предполагаемых параметров вертикального маневрирования;
- 3) формирует структурированную визуализированную рекомендацию для диспетчера.

Предложенный алгоритм не заменяет диспетчера в процессе принятия решения, а выступает в роли интеллектуального ассистента, предоставляющего верифицированные данные для анализа. Это позволяет снизить когнитивную нагрузку на специалиста, минимизировать влияние человеческого фактора и, как следствие, повысить уровень безопасности воздушного движения в сложных условиях.

За счёт автоматизированного расчёта оптимальных траекторий система ППР позволяет более эффективно распределять ВС по эшелонам, сокращая время ожидания и расход топлива. Внедрение подобных систем станет важным элементом цифровой трансформации авиационной отрасли, обеспечивая безопасность и устойчивость воздушного транспорта в условиях его непрерывного роста. Представленное исследование также показывает, что автоматизация процессов принятия решений в УВД является не только перспективным направлением, но и необходимым условием для развития современной авиации.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Eurocontrol. European Air Traffic Management Master Plan level 3. Brussel, Eurocontrol, 2019, 215 p.
2. Annebicque D., Crévits I., Poulain T., Debernard S. Decision support systems for air traffic controllers based on the analysis of their decision-making processes: A Review. *International Journal of Advanced Operations Management*, 2012, no. 1, pp. 85–104.
3. Груздев А. В. Прогнозное моделирование в IBM SPSS Statistics, R и Python: метод деревьев решений и случайный лес. Москва: ДМК Пресс, 2018. 642 с.
4. Масленников А. Н., Мыльцев В. И. Управление воздушным движением: учебное пособие для вузов. 2-е изд. Москва: Издательство Юрайт, 2021. 420 с.
5. Прокофьев И. О. Организация воздушного движения: учебное пособие. Воронеж: ООО «МИР», 2019. 68 с.
6. Вирт Н. Алгоритмы структуры данных программы. Москва: ДМК Пресс, 2014. 218 с.
7. Семакин И. Г., Шестаков А. П. Основы алгоритмизации и программирования. Практикум: учебное пособие для студентов учреждений среднего профессионального образования. Москва: Издательский центр «Академия», 2013. 144 с.
8. Ахмедов Р. М., Бибутов А. А., Васильев А. В. и др. Автоматизированные системы управления воздушным движением: Новые информационные технологии в авиации: учеб. пособие / под ред. С. Г. Пятко и А. И. Красова. Санкт-Петербург: Политехника, 2004. 446 с.
9. Курносов Ю. В. Азбука Аналитики. Москва: Концептуал, 2018. 240 с.
10. Дрейпер Н., Смит Г. Прикладной регрессионный анализ: В 2-х кн. Кн. 1 / Пер. с англ. 2-е изд., перераб. и доп. Москва: Финансы и статистика, 1986. 366 с.
11. Волкова Ю. А. Психология восприятия цвета человеком // NovaInfo. 2016. Вып. 57. С. 534–540.

References

1. Eurocontrol. European Air Traffic Management Master Plan level 3. Brussel, Eurocontrol, 2019, 215 p.
2. Annebicque D., Crévits I., Poulain T., Debernard S. Decision support systems for air traffic controllers based on the analysis of their decision-making processes: A Review. *International Journal of Advanced Operations Management*, 2012, no. 1, pp. 85–104.
3. Gruzdev A. V. *Predictive Modeling in IBM SPSS Statistics, R, and Python: Decision Trees and Random Forest*. Moscow, DMK Press Publ., 2018, 642 p. (In Russ.)
4. Maslennikov A. N., Myltsev V. I. *Air Traffic Control: Textbook for Universities*. 2nd ed. Moscow, Yurait Publishing House, 2021, 420 p. (In Russ.)
5. Prokofiev I. O. *Air Traffic Organization: Textbook*. Voronezh, LLC “MIR”, 2019, 68 p. (In Russ.)
6. Wirth N. *Programs Data Structures Algorithms*. Moscow, DMK Press Publ., 2014, 218 p. (In Russ.)
7. Semakin I. G., Shestakov A. P. *Fundamentals of Algorithmization and Programming: A Practical Guide for Students of Secondary Vocational Education*. Moscow, Academia Publishing Center, 2013, 144 p. (In Russ.)
8. Akhmedov R. M., Bibutov A. A., Vasiliev A. V. et al. *Automated Air Traffic Control Systems: New Information Technologies in Aviation: Textbook*. Ed. Pyatko S. G., Krasov A. I. St. Petersburg, Politekhnika Publ., 2004, 446 p. (In Russ.)
9. Kurnosov Yu. V. *The ABCs of Analytics*. Moscow, Kontseptual Publ., 2018, 240 p. (In Russ.)
10. Draper N., Smith H. *Applied Regression Analysis*, in 2 vol. Translated from English, 2nd ed., vol. 1. Moscow, Finansy i Statistika Publ., 1986, 366 p. (In Russ.)
11. Volkova Yu. A. Psychology of Human Color Perception. *NovaInfo*, 2016, iss. 57, pp. 534–540. (In Russ.)

Информация об авторах

Кривогузов Иван Александрович, диспетчер, осуществляющий непосредственное управление воздушным движением районного диспетчерского центра, Региональный Центр ЕС ОрВД, Санкт-Петербург, Россия, krivoguzov78@yandex.ru

Прокопович Артемий Юрьевич, диспетчер, осуществляющий непосредственное управление воздушным движением районного диспетчерского центра, Региональный Центр ЕС ОрВД, Санкт-Петербург, Россия, procopovitch-artyom@mail.ru

Authors information

Krivoguzov Ivan A., Air Traffic Controller, Regional Air Traffic Control Center, St. Petersburg, Russia, krivoguzov78@yandex.ru

Prokopovich Artemii Yu., Air Traffic Controller, Regional Air Traffic Control Center, St. Petersburg, Russia, procopovitch-artyom@mail.ru

Статья поступила в редакцию 25.07.2025; одобрена после рецензирования 17.11.2025; принята к публикации 23.11.2025.

The article was submitted 25.07.2025; approved after reviewing 17.11.2025; accepted for publication 23.11.2025.

Научная статья

УДК 656.7.072.51:621.386

МЕТОД ПОСТРОЕНИЯ ВИЗУАЛЬНОГО КОДОВОГО СЛОВАРЯ РЕНТГЕНОВСКИХ ИЗОБРАЖЕНИЙ БАГАЖА И РУЧНОЙ КЛАДИ ПАССАЖИРОВ

(публикуется в рамках молодёжной политики Научного вестника ГосНИИ ГА)

Л. В. МИРОНОВА, А. К. ВОЛКОВ

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

Аннотация. Рассмотрены возможности использования визуальных признаков изображений, извлечённых с помощью трансферного обучения из предварительно обученных глубоких свёрточных нейронных сетей, для дополнения кодового словаря в традиционной модели Bag-of-Visual-Words («мешок визуальных слов», BoVW). Традиционная модель BoVW создаёт визуальный словарь на основе дескрипторов, полученных методом масштабно-инвариантной трансформации признаков (Scale-Invariant Feature Transform, SIFT). Признаки, извлечённые с помощью трансферного обучения с использованием предварительно обученных сетей, позволяют получить дополнительные релевантные низкоуровневые характеристики рентгеновских изображений. В статье описан метод построения визуального кодового словаря. Основные шаги метода: извлечение признаков изображений; выявление «визуальных слов» с помощью метода кластеризации; построение кодового словаря; вычисление вектора для каждого изображения и создание на его основе гистограммы «визуальных слов» с помощью частотного анализа. Проведена апробация предложенного метода. Результаты работы могут быть использованы для повышения точности распознавания запрещённых предметов и веществ на рентгеновских изображениях в досмотровом оборудовании.

Ключевые слова: предварительно обученная нейронная сеть, запрещённые предметы, запрещённые вещества, рентгеновские изображения, кластеризация, вектор признаков, «мешок визуальных слов», эксплуатация авиационной техники

Для цитирования: Миронова Л. В., Волков А. К. Метод построения визуального кодового словаря рентгеновских изображений багажа и ручной клади пассажиров // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2025. № 53. С. 71–78.

METHOD FOR CONSTRUCTING VISUAL CODEBOOK OF PASSENGER'S BAGGAGE AND CARRY-ON LUGGAGE X-RAY IMAGES

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

L. V. MIRONOVA, A. K. VOLKOV

Ulyanovsk Civil Aviation Institute, Ulyanovsk, Russia

Abstract. The article is suggested utilizing image features extracted via-transfer learning from pre-trained deep convolutional neural networks to complement the codebook in the traditional Bag-of-Visual-Words (BoVW)

model. The conventional BoVW model creates a visual codebook based on descriptors obtained by Scale-Invariant Feature Transform (SIFT). Features extracted using transfer learning with pre-trained networks allow extracting additional relevant low-level features from X-ray images. The proposed method for constructing a visual codebook is described in the paper. Key steps include: extraction of image features; identifying “visual words” using clustering; building a codebook; calculating a feature vector for each image and creating a histogram of “visual words” based on frequency analysis. An experimental validation of the proposed method has been conducted.

Keywords: pre-trained neural network, prohibited items, prohibited substances, X-ray images, clustering, feature vector, Bag-of-Visual-Words, operation of aircraft

For citation: Mironova L. V., Volkov A. K. Method for constructing visual codebook of passenger's baggage and carry-on luggage X-ray images. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2025, no. 53, pp. 71–78. (In Russ.)

Введение

Автоматическое распознавание запрещённых предметов и веществ в багаже и ручной клади пассажиров требует разработки методов и технологий анализа и обработки рентгеновских изображений, применение которых позволит быстро и точно определять наличие опасных объектов.

К одному из таких методов относится традиционная модель «мешок визуальных слов» – Bag-of-Visual-Words. Она основана на концепции выделения визуальных признаков изображения с помощью их ключевых точек и дескрипторов. Традиционно в методе применяются алгоритм масштабно-инвариантного преобразования признаков (Scale Invariant Feature Transform, SIFT) или алгоритм устойчивых ускоренных функций (Speeded Up Robust Features, SURF) [1, 2]. Метод BoVW показал свою эффективность, однако имеет ограничения из-за принципов и логики построения алгоритмов SIFT/SURF. Существенным ограничением является потеря пространственной информации об объекте, его частях, что влияет на ложноположительные результаты при определении схожих элементов разных классов.

Сложность поиска опасных предметов в багаже обусловлена сложностью самого рентгеновского изображения, наложением на нём нескольких предметов, наличием «нежелательных» ракурсов предметов. Поэтому формирование вектора признаков изображений и последующая классификация предметов требуют комплексных подходов, позволяющих учитывать особенности изображения. В связи с этим важна полнота визуальных характеристик различных объектов, которая на этапе составления кодового словаря может быть дополнена путём использования возможностей предварительно обученных свёрточных нейронных сетей (convolutional neural network, CNN). Для этого с помощью трансферного обучения из CNN извлекаются дополнительные релевантные низкоуровневые признаки объектов рентгеновских изображений. Такой подход к созданию визуального кодового словаря расширяет возможности традиционных моделей BoVW, что позволяет улучшить качество распознавания предметов на рентгеновских снимках.

Обзор существующих научных работ

Обзор релевантных научных работ показывает, что для классификации рентгеновских изображений и предметов на них используются как классический метод BoVW [3, 4], так и подходы, предполагающие интеграцию функций в данном методе [5, 6]. Несмотря на достигнутые успехи в классификации рентгеновских изображений, её можно улучшить, добавив ещё один источник информации для формирования кодового словаря, а именно – характеристики изображений, извлечённые из предварительно обученных глубоких CNN. Предварительно обученные сети уже прошли обучение на крупномасштабном наборе данных, к примеру, ImageNet [7]. Полученные характеристики позволяют извлечь низкоуровневые признаки изображений для создания кодового

словаря в модели BoVW, дополняя или заменяя высокоуровневые признаки (к примеру, полученные методами SIFT и SURF). Данная идея реализована в ряде работ [8–10], однако к классификации рентгеновских изображений еще не применялась.

Целью данной статьи является совершенствование построения визуального кодового словаря в модели BoVW за счёт включения признаков, извлечённых из предварительно обученных глубоких CNN.

Описание подхода Bag-of-Visual-Words

Модель BoVW предполагает разбиение изображения на небольшие элементы, которые интерпретируются как «визуальные слова» [8]. Весь процесс BoVW можно разделить на следующие этапы: нахождение ключевых точек и извлечение дескрипторов изображений; выявление «визуальных слов» с помощью метода кластеризации; применение векторного квантования для построения кодового словаря; вычисление вектора признаков для каждого изображения и создание на его основе гистограммы с помощью частотного анализа [11, 12].

Для извлечения визуальных признаков часто применяется алгоритм SIFT [2]. SIFT определяет ключевые точки на изображении и описывает их на основе их локальной окрестности. Он генерирует 128-мерные дескрипторы для каждого изображения. На рис. 1 представлены дескрипторы SIFT для изображения ножниц из обучающего набора данных. Затем дескрипторы ключевых точек кластеризуются. Центры кластеров – центроиды – интерпретируются как «визуальные слова», и таким образом формируется визуальный словарь. Векторы признаков для классификации получают из нормализованной частоты встречаемости «визуальных слов» на входном изображении.

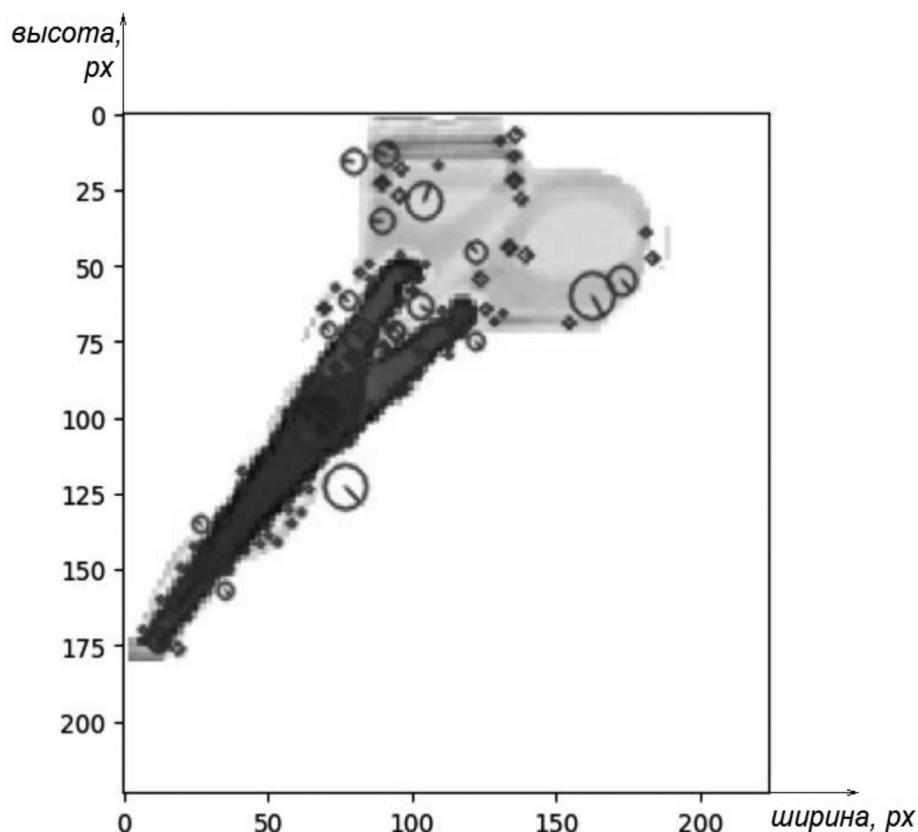


Рис. 1. Пример визуальных признаков изображения: ключевые точки, выявленные алгоритмом SIFT (px – пиксели)

Включение в визуальный кодовый словарь признаков, извлечённых из CNN

Подход к построению визуального кодового словаря включает следующие шаги. На первом шаге извлекаются признаки изображений из обучающего набора данных с помощью метода SIFT и трансферного обучения предварительно обученных глубоких CNN. В качестве сети предлагается использовать архитектуру ResNet-50, обученную на базе изображений ImageNet [13]. Чтобы извлечь признаки, из сети ResNet-50 удаляется слой классификации softmax и рассматривается карта активации последнего остаточного блока пятого свёрточного слоя, непосредственно предшествующего глобальному среднему пулингу и полно связному слою, как вектор признаков, соответствующий изображению, которое вводится в сеть. Для каждого входного изображения извлекаются трёхмерные карты признаков. Карты имеют вид $H \times W \times C$, где H и W – высота и ширина двумерных карт признаков, а C – количество каналов в последнем остаточном блоке пятого свёрточного слоя, который используется для извлечения признаков. Согласно архитектуре ResNet-50 $H = 7$, $W = 7$ и $C = 2048$. Затем набор признаков преобразуется в двумерный за счёт конкатенации H и W , каждый из которых имеет размерность C . Таким образом, для каждого входного изображения строится матрица признаков размером 49×2048 . Общее количество векторов признаков, извлечённых из обучающей выборки, равно количеству обучающих изображений $\times 49$, при этом каждый вектор признаков имеет размер 2048.

На втором шаге реализуется кластеризация признаков методом k -средних [14].

На третьем шаге после применения метода k -средних центроиды кластеров интерпретируются как «визуальные слова», которые используются для создания кодового словаря.

Каждому изображению из обучающего набора данных сопоставляется разреженный вектор¹, состоящий из частот появления соответствующих элементов кодового словаря («визуальных слов»). Большинство значений в каждом векторе будут равны нулю, потому что в большинстве изображений содержится лишь небольшой процент от общего количества «визуальных слов». Для корректировки полученного первоначально разреженного вектора и придания большего веса чаще встречающимся в нём «визуальным словам» частоты их появления пересчитываются по формуле TF-IDF (англ. term frequency – inverse document frequency), то есть с учётом idf – «обратной частоты документа»². TF-IDF – метрика важности термина для какого-либо документа относительно всех остальных документов.

Формула TF-IDF для пересчёта частоты встречаемости визуального слова tf [15]:

$$tf_{idf} = tf_{t,d} \cdot idf_t = tf_{t,d} \log(N/df_t),$$

где $tf_{t,d}$ – частота встречаемости визуального слова t в изображении d (количество раз, когда t встречается в d); N – общее количество изображений; df_t – количество изображений, содержащих визуальное слово t .

Множитель $\log(N/df_t)$ показывает, насколько часто визуальное слово t встречается во всех изображениях базы данных. Этот показатель будет низким, если визуальное слово t часто встречается в изображениях, и высоким – в противном случае.

В завершение шага происходит объединение векторов «визуальных слов», полученных с помощью алгоритма SIFT и архитектуры ResNet-50. Далее классифицируемое изображение представляется вектором «визуальных слов», которые присутствуют на изображении в зависимости от того, к каким из центроидов кластеров относятся признаки изображения согласно наименьшему евклидову расстоянию. Дополнительно вектор «визуальных слов» можно визуализировать с помощью гистограммы.

¹ Разреженный вектор (Sparse Vector) возникает, когда в большом наборе изображений большинство «визуальных слов» для каждого изображения не встречается. В результате в векторе появляется большое количество нулей.

² idf отражает частоту появления «визуального слова» в общем наборе изображений.

Апробация подхода

В целях апробации предлагаемого подхода был подготовлен набор изображений отдельных предметов и веществ, которые могут встретиться на рентгеновских изображениях багажа и ручной клади пассажиров, представленный в табл. 1. По очевидным причинам использовались изображения неопасных предметов и веществ.

Таблица 1
Набор изображений для апробации

№ п/п	Тип предмета или вещества	Количество
1	Ноутбук/планшет	97
2	Очки	46
3	Парфюм	138
4	Ножницы	100
5	Ключи	95
Всего		476

При апробации сначала согласно предложенному подходу на исходном наборе данных строился кодовый словарь. Затем на изображениях, которые не входили в обучающий набор данных, происходило тестирование качества сформированного кодового словаря. Процесс тестирования аналогичен процессу обучения: из анализируемых изображений извлекались визуальные признаки и затем преобразовывались в «визуальные слова» с помощью кодового словаря, созданного во время обучения. Генерировался разреженный вектор каждого изображения на основе его визуальных слов и потом выполнялось TF-IDF преобразование векторов. После этого происходило сравнение разреженных векторных представлений анализируемых изображений и изображений из базы данных с целью поиска похожих изображений для определения класса целевого изображения. Для сравнения изображений используют различные меры близости, основанные на вычислении сходства или расстояния между двумя векторами: косинусное сходство; евклидово расстояние; сходство по скалярному произведению. В данной работе использовалось косинусное сходство (cossim), которое измеряет угол между векторами. Векторы, направленные в одну сторону, имеют меньший угловой разброс и, следовательно, более высокое косинусное сходство. Данная мера близости рассчитывается следующим образом:

$$\text{cossim}(\mathbf{A}, \mathbf{B}) = \cos\theta = \frac{\mathbf{A} \cdot \mathbf{B}}{\|\mathbf{A}\| \|\mathbf{B}\|},$$

где **A** и **B** – векторы сравниваемых изображений; **A**·**B** – скалярное произведение векторов.

После применения алгоритма SIFT ко всем изображениям из обучающего набора данных был получен набор из 92670 дескрипторов (каждый дескриптор представляет собой 128-мерный вектор). Общее количество 2048-мерных признаков, полученных после трансферного обучения сетью ResNet-50, составило 23324. Признаки кластеризуются в k групп на основе сходства между векторами признаков. Выбор подходящего значения количества кластеров k играет решающую роль в кластеризации методом k -средних и основывается на методе локтя [14]. Согласно рис. 2, а в качестве значения k для набора признаков, полученных алгоритмом SIFT, выбрано 60. Согласно рис. 2, б в качестве значения k для набора признаков, полученных после трансферного обучения, выбрано 115. После применения метода k -средних центроиды кластеров интерпретируются как «визуальные слова», которые используются для создания кодового словаря. После объединения векторов размер кодового словаря составляет 175 слов.

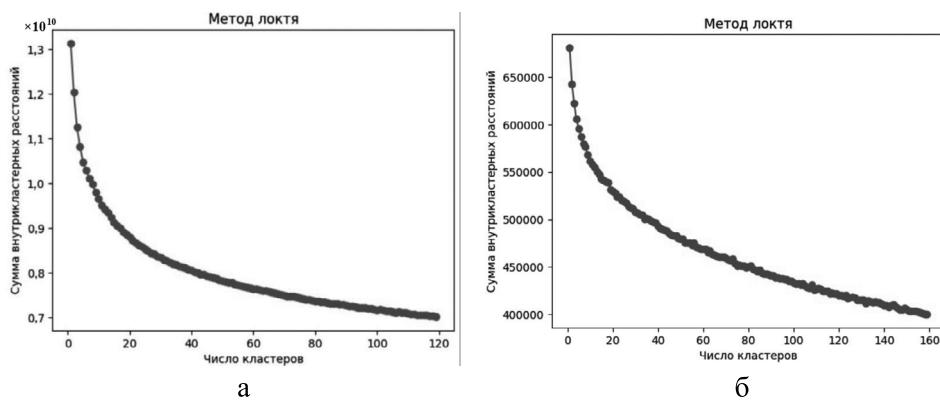


Рис. 2. Зависимость между числом кластеров и суммой внутрикластерных расстояний:
для признаков, выявленных алгоритмом SIFT – а; для признаков,
полученных после трансферного обучения сетью ResNet-50 – б

На рис. 3 представлены примеры гистограмм частотных векторов (после TF-IDF преобразования) для первого изображения. Гистограмма позволяет оценить, как часто встречается на изображении «визуальное слово», содержащееся в кодовом словаре. Частотный вектор описывает частоту «визуальных слов»: по оси x гистограммы отложено количество слов кодового словаря, а по оси y – нормализованная частота каждого «визуального слова» в изображении.

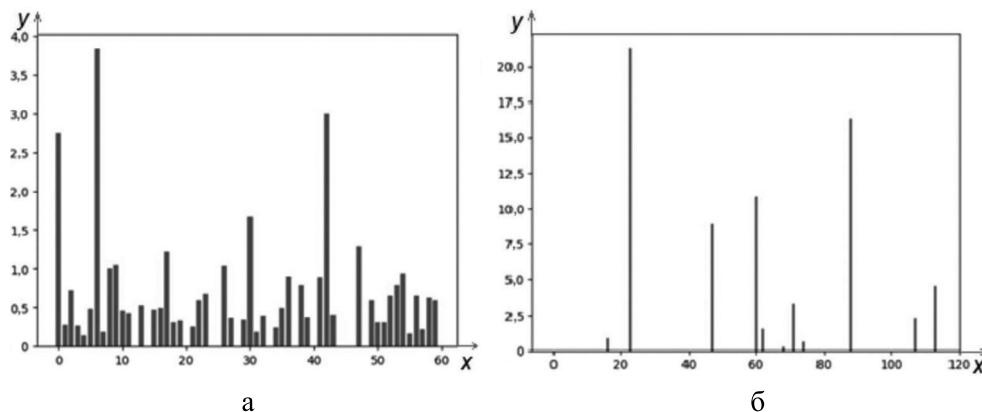


Рис. 3. Гистограммы частотных векторов «визуальных слов», полученных из признаков: выявленных алгоритмом SIFT – а; после трансферного обучения сетью ResNet-50 – б

На рис. 4 представлен пример поиска в базе данных похожих изображений для целевого (рис. 4, а) изображения, описывающего ноутбук.

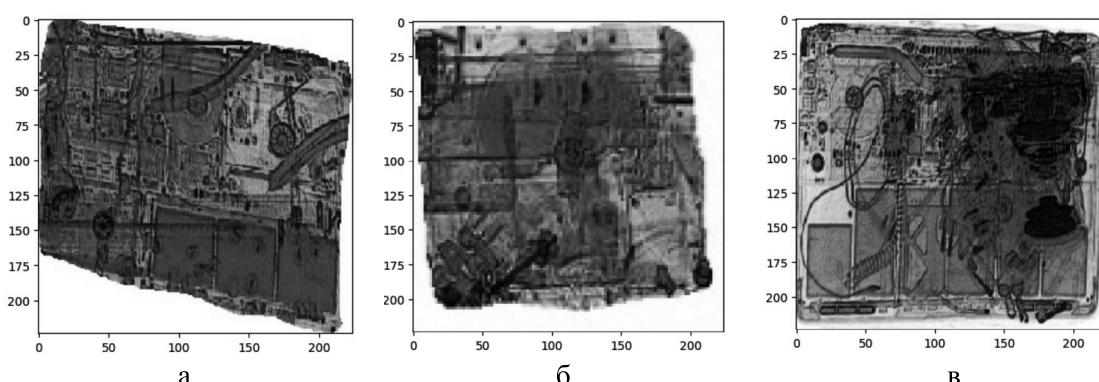


Рис. 4. Пример поиска похожих изображений. Целевое изображение – а;
изображения класса ноутбук: $cossim = 0,876$ – б; $cossim = 0,826$ – в

Ещё два других (на рис. 4 не показаны) ближайших «соседа» к целевому также относятся к изображениям класса ноутбук с косинусными мерами близости 0,815 и 0,797 соответственно. Таким образом, предложенный метод позволяет формировать вектор признаков изображений (вектор «визуальных слов»), на основании которого реализуется поиск релевантных изображений, соответствующих классу целевого изображения.

Заключение

Рассмотрена новая комбинация для создания визуального кодового словаря в задаче классификации рентгеновских изображений багажа и ручной клади пассажиров – включение в метод BoVW визуальных признаков, извлечённых из предобученных свёрточных нейронных сетей. В качестве сети авторы использовали ResNet-50. Проведена апробация и показана эффективность предложенного подхода.

Дальнейшее направление работ связано с увеличением базы данных изображений и применением кодового словаря для обучения классификатора (например, метода опорных векторов), прогнозирующего метку класса целевого изображения.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников / References

1. Bay H., Tuytelaars T., Gool L. SURF: Speeded up robust features. *9th European conference on Computer Vision*, 2006, pp. 404–417. https://doi.org/10.1007/11744023_32
2. Lowe D. Distinctive image features from scale-invariant keypoints. *International Journal of Computer Vision*, 2004, vol. 60, no. 2, pp. 91–110. <https://doi.org/10.1023/B%3AVISI.0000029664.99615.94>
3. Zhang N., Zhu J. A study of X-ray machine image local semantic features extraction model based on Bag-of-Words for airport security. *International Journal on Smart Sensing and Intelligent Systems*, 2015, vol. 8, iss. 1. <https://doi.org/10.21307/ijssis-2017-748>
4. Baştan M., Yousefi M., Breuel T. Visual Words on Baggage X-Ray Images. *Proceedings of 14th International Conference CAIP 2011 (Computer Analysis of Images and Patterns)*. Seville, Spain, August 29–31, 2011. Part I, pp. 360–368. https://doi.org/10.1007/978-3-642-23672-3_44
5. Kundegorski M., Akcay S., Devvereux M., Mouton A., Breckon T. On using Feature Descriptors as VisualWords for Object Detection within X-ray Baggage Security Screening. *7th International Conference on Imaging for Crime Detection and Prevention (ICDP 2016)*. Madrid, Spain November 23–25, 2016, pp. 1–6. <https://doi.org/10.1049/ic.2016.0080>
6. Abong E. P, Janducayan K. P, Lima J. P, Aborde M. An Optimized Mask R-CNN with Bag-of-Visual Words and Fast+Surf Algorithm in Sharp Object Instance Segmentation for X-ray Security. *TEM Journal*, 2024, vol. 13, pp. 926–939. <https://doi.org/10.18421/TEM132-09>
7. Deng J., Dong W., Socher R., Li L.-J., Li K., Fei-Fei L. ImageNet: a large-scale hierarchical image database. *2009 IEEE conference on computer vision and pattern recognition*. Miami, FL, USA, June 20–25, 2009, pp. 248–255. <https://doi.org/10.1109/CVPR.2009.5206848>
8. Saini M., Susan S. Bag-of-Visual-Words codebook generation using deep features for effective classification of imbalanced multi-class image datasets. *Multimedia Tools and Applications*, 2021, vol. 80, pp. 20821–20847. <https://doi.org/10.1007/s11042-021-10612-w>
9. Tripathi S., Singh S., Kuan L. *Bag of Visual Words (BoVW) with deep features – patch classification model for limited dataset of breast tumours*. 2022, Preprint at Research Square. <https://doi.org/10.21203/rs.3.rs-1702290/v1>

10. Georgescu M., Ionescu R., Popescu M. Local learning with deep and handcrafted features for facial expression recognition. *IEEE Access*, 2019, vol. 7, pp. 64827–64836. <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2019.2917266>
11. Suh H., Hofstee J., IJsselmuiden J., Van Henten E. Sugar beet and volunteer potato classification using Bag-of-Visual-Words model, Scale-Invariant Feature Transform, or Speeded Up Robust Feature descriptors and crop row information. *Biosystems Engineering*, 2018, vol. 166, pp. 210–226. <https://doi.org/10.1016/j.biosystemseng.2017.11.015>
12. Deselaers T., Pimenidis L., Ney H. Bag-of-Visual-Words models for adult image classification and filtering. *19th International Conference on Pattern Recognition (ICPR 2008)*. Tampa, FL, USA, 08–11 December, 2008, pp. 1–4. <https://doi.org/10.1109/ICPR.2008.4761366>
13. Mandal B., Okeukwu A., Theis Y. *Masked Face Recognition using ResNet-50*. arXiv:2104.08997v1 [cs.CV], 2021. <https://doi.org/10.48550/arXiv.2104.08997>
14. Zhou H. Research of Text Classification Based on TF-IDF and CNN-LSTM. *Journal of Physics: Conference Series*, 2022, vol. 2171, 012021. <https://doi.org/10.1088/1742-6596/2171/1/012021>
15. Zhou H. Research of Text Classification Based on TF-IDF and CNN-LSTM. *Journal of Physics: Conference Series*, 2022, vol. 2171, 012021. <https://doi.org/10.1088/1742-6596/2171/1/012021>

Информация об авторах

Миронова Лидия Владимировна, соискатель, Ульяновский институт гражданской авиации имени Главного маршала авиации Б. П. Бугаева, Ульяновск, Россия, lida737@yandex.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

Mironova Lidiya V., Applicant, Ulyanovsk Civil Aviation Institute, Ulyanovsk, Russia, lida737@yandex.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 03.12.2025; одобрена после рецензирования 03.12.2025; принята к публикации 26.12.2025.
The article was submitted 03.12.2025; approved after reviewing 03.12.2025; accepted for publication 26.12.2025.

Научная статья

УДК 621.396.96:656.7.072.51

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ НЕЛИНЕЙНОЙ РАДИОПОЛЯРИМЕТРИИ ДЛЯ СНИЖЕНИЯ УЯЗВИМОСТЕЙ ДОСМОТРОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ПРЕДПРИЯТИЙ

И. В. АВТИН

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. В статье рассматриваются актуальные проблемы повышения защищённости объектов воздушного транспорта путём совершенствования методов обнаружения потенциально опасных объектов (далее ПОО). Основное внимание уделяется анализу существующих уязвимостей досмотрового оборудования и рассматривается инновационный подход к их устранению с помощью методов нелинейной радиополяриметрии. Проведён анализ современных технических средств досмотра, включая металло-детекторы, рентгеновские установки, системы газоанализа и радиолокационные устройства. Выявлены их основные преимущества и недостатки, особое внимание уделено ограничениям существующих технологий в контексте обнаружения полупроводниковых элементов и взрывчатых веществ. Рассмотрены альтернативные методы сканирования, основанные на использовании поляризационных эффектов и эффектов нелинейного рассеяния, а также методы повышения видимости слабоконтрастных малоподвижных радиолокационных целей, классификации радиолокационной цели по поляризационному образу и дистанционного определения комплексной диэлектрической проницаемости. Предложенные методы могут быть эффективным инструментом повышения безопасности объектов воздушного транспорта в условиях современных угроз, открывая возможности для создания нового досмотрового оборудования, способного эффективно обнаруживать ПОО, включая замаскированные полупроводниковые устройства и взрывчатые вещества.

Ключевые слова: нелинейная радиолокация, радиополяриметрия, досмотровое оборудование, уязвимости, потенциально опасные цели, защищённость объектов воздушного транспорта, эксплуатация авиационной техники

Для цитирования: Автин И. В. Применение методов нелинейной радиополяриметрии для снижения уязвимостей досмотрового оборудования авиационных предприятий // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2025. № 53. С. 79–90.

APPLICATION OF NONLINEAR RADIO POLARIMETRY METHODS TO REDUCE VULNERABILITIES OF INSPECTION EQUIPMENT OF AVIATION ENTERPRISES

I. V. AVTIN

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

Abstract. The article addresses current challenges in enhancing the security of air transport facilities through the improvement of methods for detecting potentially dangerous objects. The focus is on analyzing existing vulnerabilities of screening equipment, and an innovative approach to eliminating them using methods

of nonlinear radio polarimetry is proposed. An analysis of modern screening technologies has been conducted, including metal detectors, X-ray systems, gas analysis systems, and radar devices. Their key advantages and disadvantages have been identified, with particular attention paid to the limitations of current technologies in detecting semiconductor components and explosives. Alternative scanning methods are proposed, based on the use of polarization effects and nonlinear scattering effects. Methods have been developed to: enhance the visibility of low contrast, slow moving radar targets; classify radar targets based on their polarization signature; remotely determine complex dielectric permittivity. The practical significance of the work lies in the potential to develop a new generation of screening equipment capable of effectively detecting potentially dangerous objects, including concealed semiconductor devices and explosives. The proposed methods could serve as an effective tool for enhancing the security of air transport facilities in the face of modern threats.

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

For citation: 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.)

Введение

Одним из приоритетных направлений деятельности авиации как отрасли является обеспечение безопасности всего цикла авиаперевозки от входления в зону аэродрома пункта отправления до покидания зоны аэродрома пункта назначения.

В настоящее время крупнейшие аэропорты мира по уровням развития систем безопасности и обеспечения техническими средствами досмотра напоминают самую настоящую «крепость», однако в условиях быстро развивающихся технологий, повышения их доступности, постоянно появляются новые средства, позволяющие обойти существующие системы безопасности. Поэтому проблема совершенствования средств авиационной безопасности не теряет актуальности.

Большое количество ПОО, представляющих угрозу безопасности полётов, непосредственно связано с полупроводниковыми веществами в том или ином виде, которые маскируются всеми доступными способами. Большинство микроэлектронных устройств, которые могут быть использованы с целью осуществления террористических актов, содержит в себе полупроводниковые элементы. Также некоторые кристаллические взрывчатые вещества могут проявлять полупроводниковые электрофизические свойства. С точки зрения выявления ПОО важно, что полупроводники обладают нелинейной вольтамперной характеристикой, что определяет их как объекты, обладающие нелинейными отражательными характеристиками.

В статье рассматривается использование альтернативных методов обнаружения ПОО, основанных на поляризационных эффектах и эффектах нелинейного рассеяния.

Анализ террористической активности на объектах воздушного транспорта

Террористические группировки стремятся использовать слабые места в системах безопасности аэропортов и авиакомпаний, что делает процедуры предполётного контроля и досмотра важным звеном в предотвращении актов незаконного вмешательства в деятельность гражданской авиации.

Анализ происшествий за последние десятилетия демонстрирует, что несмотря на внедрение различных технологий обеспечения безопасности, множество террористических атак было успешно осуществлено, выявив системные проблемы и недостатки в мерах безопасности. Ключевые недостатки проявляются как на этапе предполётного досмотра, так и в процессе защиты бортовых систем воздушного судна от несанкционированного вмешательства. В табл. 1

представлена сводка наиболее громких авиационных происшествий за последние десятилетия, связанных с террористической активностью.

Таблица 1
Сводка террористической активности с 1988 по 2023 годы

Событие	Кол-во погибших/раненых (чел.) Организатор события дата события	Описание происшествия, его причины (если известны)
Взрыв на борту Pan Am 103 (Локерби, Шотландия)	270/0 Ливийские террористы 21.12.1988	Бомба, спрятанная в багаже, взорвалась в летящем самолёте
Захват рейса Air France 8969 (Алжир – Париж)	7/170 GIA (Группа Исламская Армия) 24.12.1994	Террористы захватили самолёт с целью взрыва в Париже, были нейтрализованы французским спецназом
Теракты 11 сентября (Boeing 767-223ER, рейс № 11 и др.)	2977/более 3000 «Аль-Каида» 11.09.2001	Комплексные недостатки предполётного контроля, слабая защищённость кабины экипажа и неэффективность систем слежения за угнанными ВС
Попытка взрыва рейса United Airlines 93	40/0 «Аль-Каида» 11.09.2001	Террористы планировали использовать самолёт как оружие, пассажиры предотвратили захват
Взрыв на борту Ту-154Б-2 (Ростовская область, Россия)	46/0 Не установлено 24.08.2004	Проникновение террористов-смертников с бомбами на борт воздушного судна
Захват рейса Turkish Airlines TK-1754 (Амстердам – Стамбул)	0/0 Пассажир-террорист 03.10.2006	Попытка захвата воздушного судна с угрозой взрыва
Попытка взрыва в аэропорту Глазго (Шотландия)	1/5 Джихадистские боевики 30.06.2007	Водитель внедорожника протаранил терминал аэропорта с намерением подорвать автомобиль с баллонами пропана внутри здания
Попытка взрыва на борту рейса Northwest Airlines 253 (Амстердам – Детройт)	0/289 Аль-Каида на Аравийском полуострове 25.12.2009	Террорист пытался взорвать взрывчатку, спрятанную в нижнем белье
Взрыв в аэропорту Домодедово (Москва, Россия)	37/172 «Имарат Кавказ» 24.01.2011	Недостатки проведения досмотровых процедур, проникновение террориста-смертника с бомбой в охраняемую зону
Катастрофа Boeing 777 (рейс MH17) в Донецкой области	298/0 Не установлено 17.07.2014	Поражение самолёта ракетой класса «земля-воздух»
Взрыв в воздухе Airbus A321, рейс № 9268 (Синайский полуостров)	224/0 «Вилаят Синай» «Исламское государство» 31.10.2015	Недостатки в досмотре багажа (бомба в багажном отсеке)
Взрыв на борту Metrojet Flight 9268 (Шарм-эль-Шейх – Санкт-Петербург)	224/0 ИГИЛ 31.10.2015	Взрывное устройство, спрятанное в багажном отсеке, было активировано во время полёта
Взрыв на борту самолёта Daallo Airlines (Могадиши, Сомали)	1/74 Аль-Шабаб 02.02.2016	Террорист-смертник взорвал взрывное устройство, спрятанное в ноутбуке

Окончание таблицы 1

Взрыв в аэропорту Брюсселя (Бельгия)	32/340 ИГИЛ 22.03.2016	Недостатки в системе безопасности аэропорта, взрыв в зале вылета международных рейсов
Захват рейса EgyptAir MS181 (Александрия – Каир)	0/0 Один террорист 29.03.2016	Террорист, угрожая взорвать пояс смертника, вынудил экипаж совершить посадку самолёта на Кипре
Атака на аэропорт Ататюрка (Стамбул, Турция)	45/230 ИГИЛ 28.06.2016	Нападение с применением оружия и взрывчатки, атака на терминал аэропорта
Катастрофа Embraer Legacy 600 (Тверская область, Россия)	10/0 Ведётся следствие 23.08.2023	Одна из версий: взрыв на борту самолёта

Обзор технических средств досмотра

При обеспечении безопасности воздушного транспорта большое значение имеет качество технических средств досмотра, которые используются для обнаружения ПОО в целях пресечения попыток их пронесения на территорию аэропортов и на борт воздушных судов. Современные технологии досмотра направлены на минимизацию рисков таких событий посредством обнаружения взрывчатых веществ, оружия и других ПОО.

Основными техническими средствами досмотра являются металлодетекторы, рентгеновские установки, системы газоанализа и радиолокационные устройства. Каждое из этих устройств имеет как преимущества, так и недостатки. В связи с постоянным совершенствованием злоумышленниками способов маскировки и скрытия ПОО существует необходимость в улучшении систем досмотра и внедрении новых технологий.

Металлодетекция – один из наиболее широко используемых методов обнаружения ПОО, таких как огнестрельное оружие, ножи и другие металлические предметы. В основе этого метода лежит принцип электромагнитной индукции: металлодетектор создаёт электромагнитное поле, которое, взаимодействуя с металлическими объектами, вызывает в них вихревые токи, что позволяет детектору распознавать наличие металлов. Этот метод активно используется в аэропортах, на вокзалах, в местах массового скопления людей для досмотра пассажиров и их багажа.

Рентгенография – один из ключевых методов досмотра в авиационной безопасности, используемый для проверки багажа и ручной клади пассажиров. Данный метод позволяет выявить спрятанные внутри багажа металлические и неметаллические предметы, опасные вещества и оружие. Принцип действия основан на использовании рентгеновского излучения, которое проходит через объект, создавая его изображение на приёмной матрице. Это изображение затем анализируется операторами, что позволяет обнаружить ПОО.

Газоанализ – метод обнаружения опасных веществ, в первую очередь взрывчатых, путём анализа присутствия паров или молекул, которые они выделяют. Этот метод используется для досмотра багажа, грузов и иногда пассажиров, чтобы выявить наличие следов взрывчатых или других опасных веществ, таких как наркотики или химические агенты. Газоанализ основан на использовании различных типов спектроскопии и методов ионной подвижности, которые позволяют идентифицировать присутствие специфических молекул в окружающей среде.

Радиолокационный метод основан на использовании радиоволн для обнаружения и идентификации ПОО. Этот метод может применяться в авиационной безопасности для обнаружения металлических и неметаллических ПОО, включая взрывчатые вещества и другие ПОО, которые могут быть спрятаны под одеждой или внутри багажа. Радиолокация позволяет получать информацию о форме, размере и материале объекта, что делает этот метод универсальным и перспективным для задач досмотра, однако он остаётся малораспространённым.

Терагерцевая технология сканирования также относится к радиолокационным методам – это инновационный метод обнаружения скрытых объектов, основанный на использовании терагерцевых волн, которые находятся в диапазоне между микроволновым и инфракрасным излучением (частоты от 0,1 ТГц до 10 ТГц). Терагерцевые волны могут проникать через одежду, бумагу, пластик и другие материалы, не оказывая ионизирующего воздействия, что делает их безопасными для людей. Эта технология активно развивается и находит применение в системах безопасности, включая авиационные досмотровые пункты.

В табл. 2 представлен качественный анализ методов, используемых в досмотровом оборудовании, включая радиолокационный метод досмотра.

Сравнение методов по принципу действия

Таблица 2

Метод анализа	Недостатки	Преимущества
Металлодетекция	Возможность обнаружения только металлоконтактных объектов	Простота конструкции; возможность создания как портативных, так и стационарных средств досмотра; широкое распространение средств досмотра
Рентгенография	Низкая различающая способность при детекции широкого спектра органических веществ и других объектов; применение ионизирующего излучения; сложность конструкции; высокая стоимость средств досмотра	Наглядность и простота досмотровых процедур; широкое распространение средств досмотра
Газоанализ	Низкая скорость досмотра (портативное применение); невысокая эффективность при селекции ряда взрывчатых веществ с низким показателем давления воздушных паров	Широкое распространение средств досмотра; применение в портативных средствах досмотра; относительная простота конструкции; относительно невысокая стоимость средств досмотра
Радиолокационные методы	Низкая распространённость средств досмотра; сложность конструкции; недостаточность данных для оценки стоимости технических средств досмотра	Широкий спектр методов селекции и идентификации объектов; возможность реализации в стационарных и в портативных средствах досмотра

Наиболее совершенным и распространённым средством технического досмотра, использующим рентгеновское излучение, является современный интроскоп, однако он имеет существенный недостаток в виде значительного снижения эффективности различения объектов с близкими значениями эффективного атомного числа, что представляет собой значимую уязвимость для систем авиационной безопасности. Ещё один немаловажный недостаток заключается в использовании ионизирующего излучения, что с определённой долей вероятности может повлиять на чувствительные к данному виду излучения грузы. Однако занесение ионизирующего излучения в раздел табл. 2 «недостатки» носит условный характер, так как современные интроскопы не представляют опасности для большинства объектов досмотра ввиду слабого уровня используемого излучения.

Применение радиолокационных методов в досмотровом оборудовании не ограничивается стационарным исполнением: при надлежащей конструктивной реализации данные методы могут быть применены в портативных устройствах, что существенно расширит эксплуатационные возможности такого оборудования.

При зондировании в микроволновом диапазоне радиолокационный метод не предполагает использования ионизирующего излучения, что обуславливает его безопасность при досмотре объектов, чувствительных к воздействию ионизирующего излучения. При соблюдении регламентированных уровней излучения данный метод также может считаться безопасным для живых организмов.

Рассматриваемые ниже радиолокационные методы сканирования, базирующиеся на принципах нелинейной радиополяриметрии, обладают потенциалом для использования при разработке технических средств обеспечения безопасности на иной технологической основе.

Метод нелинейной радиолокации

Метод нелинейной радиолокации базируется на специфическом взаимодействии зондирующего электромагнитного излучения с объектами, содержащими элементы с нелинейными вольтамперными характеристиками (ВАХ). При облучении объекта СВЧ-полем в спектре отражённого сигнала возникают гармонические составляющие (гармоники), кратные частоте исходного зондирующего сигнала. Данное явление обусловлено нелинейным характером преобразования энергии в облучаемых структурах.

Для объектов, содержащих электронные компоненты (в частности, взрывных устройств), наиболее информативными являются вторая и третья гармоники исходного сигнала. Их появление в отражённом сигнале свидетельствует о наличии в составе объектов полупроводниковых элементов (диодов, транзисторов, микросхем), а также контактных структур с окисными плёнками, обладающих нелинейными свойствами. При этом:

- вторая гармоника преимущественно генерируется классическими полупроводниковыми элементами с р-п-переходами;
- третья гармоника характерна для окисных плёнок естественного происхождения (например, продуктов коррозии металлов).

Ключевым параметром, определяющим способность метода обнаруживать ПОО, является нелинейная эффективная площадь рассеяния (НЭПР). Эта величина количественно характеризует способность объекта излучать гармонические составляющие при облучении зондирующем полем. НЭПР служит основным критерием для:

- обнаружения объектов с нелинейными свойствами;
- идентификации ПОО.

Метод повышения видимости слабоконтрастных малоподвижных радиолокационных целей

Недостаток классического радиолокационного подхода состоит в том, что для идентификации объектов различного класса используется критерий, не учитывающий индивидуальных особенностей геометрии и природы происхождения объектов досмотра. Возникают ситуации, когда объекты досмотра с равными эффективными площадями рассеяния (ЭПР) становятся совершенно неотличимы друг от друга.

Метод повышения видимости слабоконтрастных малоподвижных радиолокационных целей основан на поляризационном сканировании, при котором осуществляется изменение вида поляризации зондирующего сигнала (далее – рабочая поляризация) и фиксация интенсивности рассеянного излучения на входе приёмного устройства [1–5]. При осуществлении поляризационного сканирования возникают пики интенсивности рассеянного излучения, за счёт которых становится возможным улучшить обнаружение ПОО путём сопоставления полученных зависимостей интенсивности отражённого излучения от вида рабочей поляризации с характерными заранее известными закономерностями.

Выражения, описывающие интенсивность отражённого излучения (элементы двухмерной матрицы s рассеяния¹) в зависимости от типа рабочей поляризации [1, 5–7]:

$$s_{11}e^{-2i\varphi} = e^{2i\eta}e^{2i\varphi_{xy}}(\lambda_1e^{-2i\varphi_{xy}}\cos^2\gamma + \lambda_2e^{2i\varphi_{xy}}\sin^2\gamma);$$

$$s_{12}e^{-2i\varphi} = s_{21}e^{-2i\varphi} = (-\lambda_1e^{-2i\varphi_{xy}} + \lambda_2e^{2i\varphi_{xy}})\sin\gamma\cos\gamma;$$

$$s_{22}e^{-2i\varphi} = e^{-2i\eta}e^{-2i\varphi_{xy}}(\lambda_1e^{-2i\varphi_{xy}}\sin^2\gamma + \lambda_2e^{2i\varphi_{xy}}\cos^2\gamma),$$

где λ_1, λ_2 – собственные значения матрицы рассеяния, характеризующие ортогональные составляющие рассеянного излучения и отражательные характеристики цели; φ_{xy} и γ – параметры, определяющие вид поляризации на сфере Пуанкаре²; η – параметр, определяющий разность начальных фаз ортогональных поляризационных эллипсов (ортогональных составляющих рассеянного излучения). В конструкции приёмного тракта устройств, работающих на основе методов радиополяриметрии, используется два независимых канала, осуществляющих приём этих ортогональных составляющих (далее – ортогональные каналы приёмника). Это нужно для того, чтобы поляризационные эффекты (изменение поляризации при рассеянии, сдвиг фаз между ортогональными составляющими принятого излучения и изменение амплитуды) были заметны.

Если цель облучается электромагнитной волной какой-либо поляризации и приём отражённой волны также осуществляется на этой поляризации, то интенсивность (мощность) принятой радиоволны на входе приёмной антенны будет пропорциональна $|s_{11}|^2$.

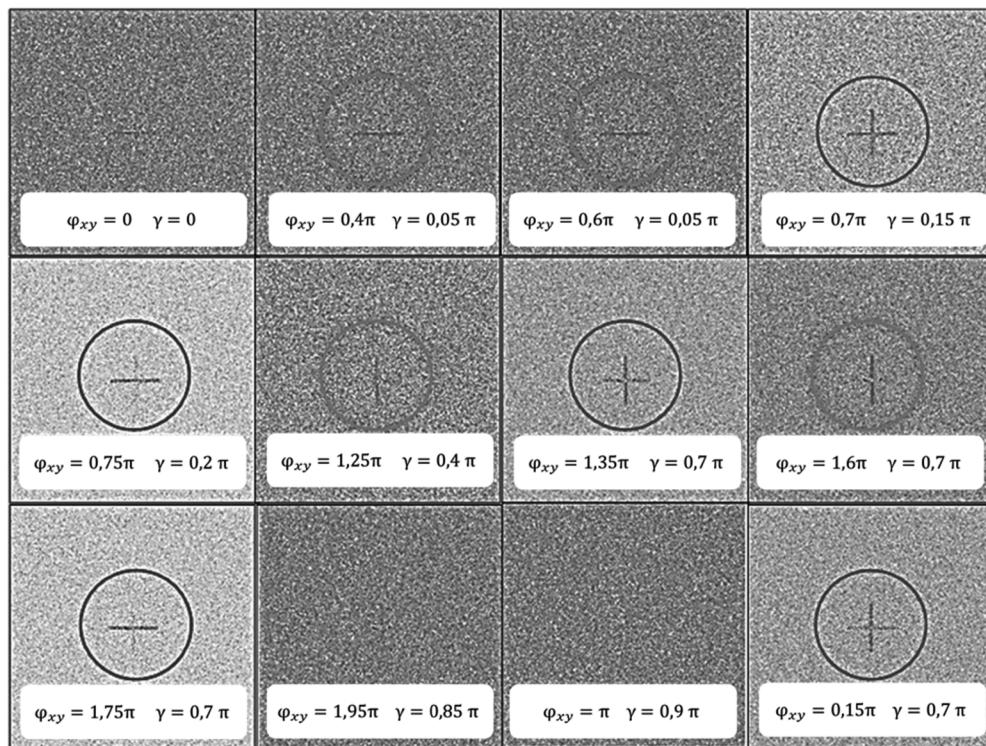


Рис. 1. Результаты математического моделирования обнаружения поляризационно-вырожденной слабоконтрастной цели

Пример результата математического моделирования обнаружения поляризационно-вырожденной слабоконтрастной цели для разной рабочей поляризации (s_{11}) показан на рис. 1.

¹ Матрица рассеяния количественно связывает поляризацию и интенсивность падающей и отражённой волн.

² Сфера Пуанкаре – двумерная сфера в трёхмерном пространстве, используемая для наглядного описания и анализа состояний поляризации электромагнитных волн. Каждая точка на сфере Пуанкаре соответствует определённому состоянию поляризации.

На рисунке видно, что цель чувствительна к типу рабочей поляризации, на которой производится наблюдение: окружностями выделены случаи существенного повышения контраста.

Метод классификации радиолокационной цели по поляризационному образу

Метод основан на записи изменения интенсивности принимаемого рассеянного излучения при поляризационном сканировании. При этом каждому ϕ_{xy} и γ (координатам поляризации на сфере Пуанкаре) сопоставляется интенсивность излучения, принятого на рабочей поляризации.

При построении зависимости изменения интенсивности принятого излучения от вида рабочей поляризации можно произвести также построение так называемого «поляризационного объёма цели» (далее ПОЦ) сугубо индивидуальной формы [4, 5], при помощи которого возможно идентифицировать ПОО. На рис. 2 представлены примеры ПОЦ, полученные в результате математического моделирования.

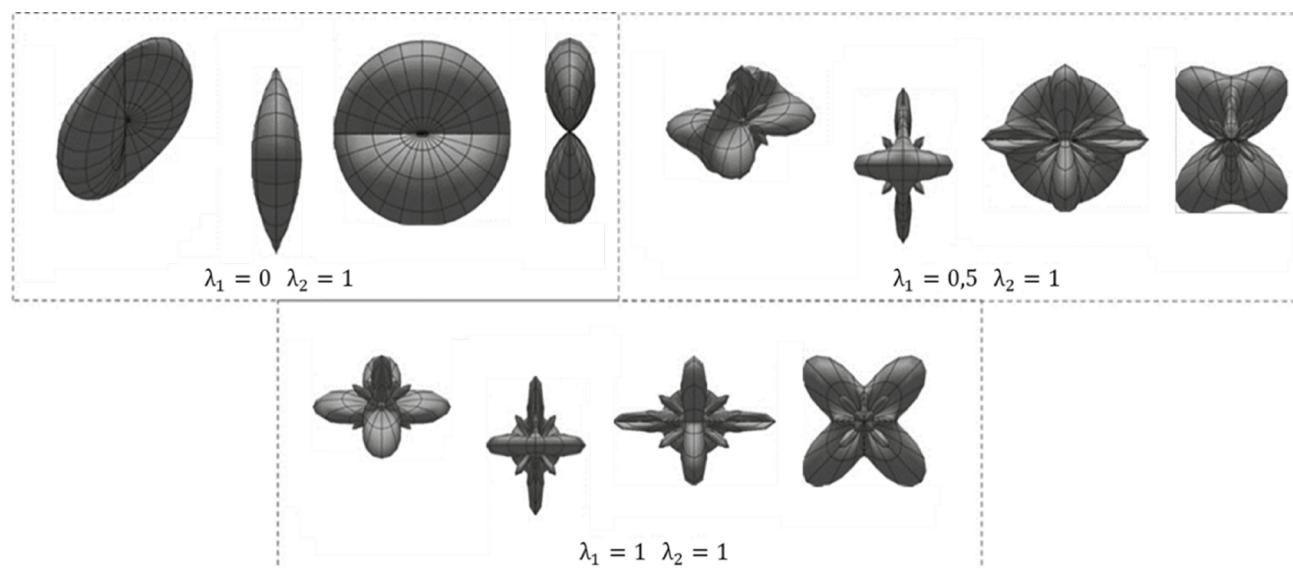


Рис. 2. Поляризационные объемы ПОО для различных значений λ_1, λ_2

Стоит отметить, что метод, основанный на использовании поляризационных образов ПОО, требует проведения дальнейших экспериментов с целью создания банка данных таких образов для практической реализации метода.

Техническая реализация метода классификации радиолокационной цели по поляризационному образу позволит улучшить функциональные возможности средств технического досмотра благодаря появлению принципиальной возможности идентификации слабоконтрастных целей, которые не могут быть идентифицированы классическими радиолокационными методами.

Метод дистанционного определения комплексной диэлектрической проницаемости

Метод основан на определении амплитудно-фазового соотношения в ортогональных каналах приемника с целью определения комплексной диэлектрической проницаемости (рис. 3), которая является исчерпывающей характеристикой радиолокационного объекта³, и, следовательно, исчерпывающим параметром для идентификации цели [2, 3, 6, 8].

³ Согласно теории Максвелла этот параметр полностью описывает взаимодействие объекта с электромагнитным полем, включая поляризационные свойства объекта.

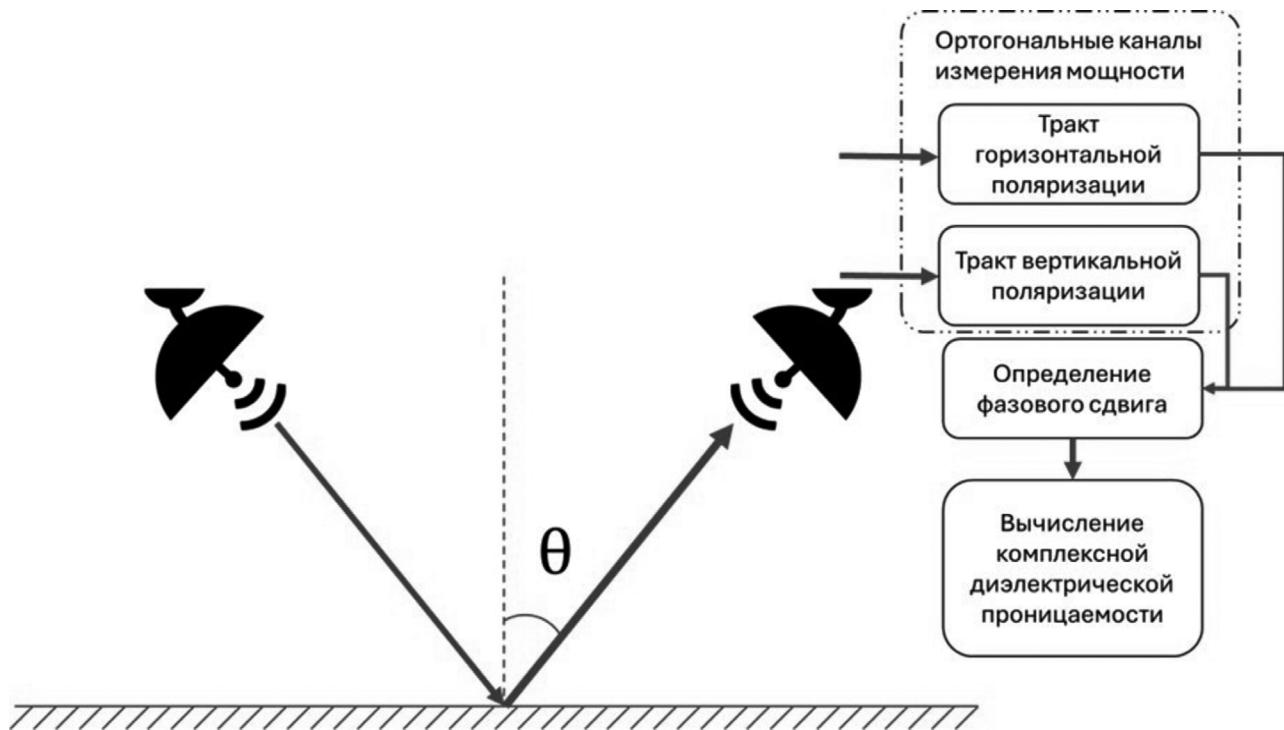


Рис. 3. Графическое представление метода дистанционного определения комплексной диэлектрической проницаемости

Выражение для определения комплексной диэлектрической проницаемости:

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

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; δ – разность фазы принятого сигнала в ортогональных каналах; θ – угол, под которым осуществляется дистанционное зондирование ПОО (рис. 3).

В рассматриваемом методе ортогональное наблюдение (под прямым углом непосредственно над исследуемой поверхностью) неприменимо ввиду слабого проявления поляризационных эффектов и невозможности определения комплексной диэлектрической проницаемости по формуле (1).

Для примера на рис. 4. показана качественная зависимость модуля значения комплексной диэлектрической проницаемости от амплитудно-фазового соотношения в ортогональных каналах приёмного устройства для разных типов веществ. Характерные области, соответствующие определённому типу зондируемого вещества, представлены в виде стратифицированной структуры. Дифференциация этих областей базируется на описанном выше методе. При сопоставлении измеренных параметров зондируемого объекта с эталонными значениями, характерными для веществ, применяемых в конструкции ПОО, становится возможным не только выявить присутствие ПОО, но и осуществить первичную идентификацию типа вещества – на основании степени соответствия наблюдаемых амплитудно-фазовых характеристик установленным эталонным профилям. Таким образом, предложенный подход даёт возможность селективного обнаружения ПОО по специфическим диэлектрическим и проводящим свойствам его материалов, а также повышает достоверность идентификации благодаря многопараметрическому анализу сигналов в ортогональных каналах.

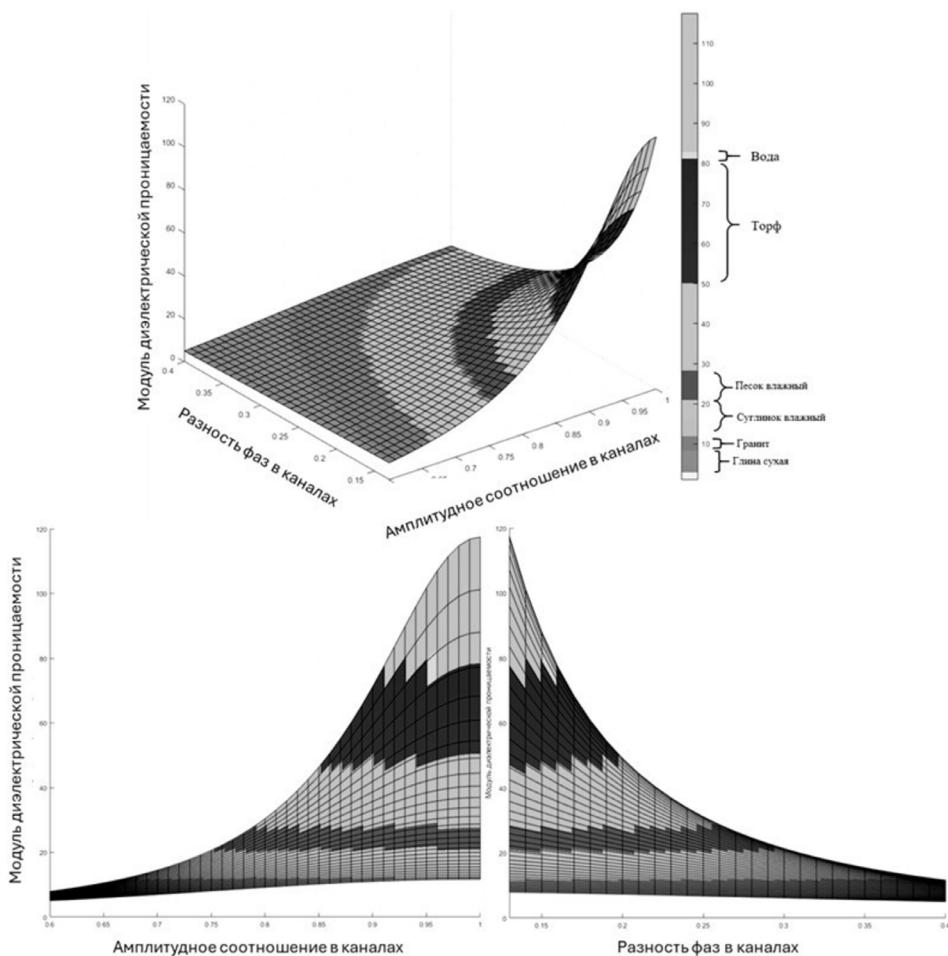


Рис. 4. Зависимость модуля значения комплексной диэлектрической проницаемости от амплитудно-фазового соотношения рассеянного излучения для разных типов веществ

Заключение

Приведённый выше обзор показывает, что существующие методы досмотра на объектах воздушного транспорта имеют ряд ограничений при обнаружении ПОО. Применение методов нелинейной радиополяриметрии в конструкции досмотрового оборудования позволит повысить его функциональные возможности.

Рассмотренные методы нелинейной радиолокации позволяют обнаруживать объекты с нелинейными отражательными характеристиками, включая взрывные устройства с электронными компонентами и некоторые взрывчатые вещества с кристаллической структурой. Возможности выявления второй и третьей гармоник в спектре отражённого сигнала существенно повышают вероятность обнаружения ПОО.

Метод поляризационного сканирования с фиксацией пиков интенсивности рассеянного излучения направлен на повышение видимости слабоконтрастных малоподвижных радиолокационных целей и позволит обнаруживать ПОО среди таких целей. Другой способ обнаружения объектов такого типа – классификация радиолокационной цели по поляризационному образу путём сравнения полученных при зондировании зависимостей интенсивности принятого излучения с банком данных типовых поляризационных образов.

Применение метода дистанционного определения комплексной диэлектрической проницаемости обеспечивает процедуру досмотра дополнительными «маркерами» целей, что позволяет идентифицировать различные типы материалов и веществ, входящих в состав ПОО.

Техническая реализация рассмотренных методов откроет возможность создания нового класса стационарного и портативного досмотрового оборудования.

Дальнейшее проведение исследований в данном направлении позволит создать средства досмотра, позволяющие компенсировать недостатки существующих технических средств и повысить уровень защищённости объектов воздушного транспорта от потенциальных угроз.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. 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. С. 80–85.
2. 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.
3. Автин И. В. О дистанционном определении комплексной диэлектрической проницаемости методами радиополяризиметрии // VII Всероссийские Армандовские чтения. Современные проблемы дистанционного зондирования, радиолокации, распространения и дифракции волн. Материалы Всероссийской научной конференции. 2017. С. 384–386.
4. Автин И. В., Трушин А. В. К построению поляризационного образа радиолокационной цели // VII Всероссийские Армандовские чтения. Современные проблемы дистанционного зондирования, радиолокации, распространения и дифракции волн. Материалы Всероссийской научной конференции. 2017. С. 387–391.
5. Автин И. В., Трушин А. В. Об обнаружении и распознавании слабоконтрастных малоподвижных целей на фоне подстилающих покровов методами радиополяризиметрии // Авиация: современность, перспективы развития и история. Сборник материалов I международной заочной научно-практической конференции учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации». 2016. С. 78–81.
6. Козлов А. И., Логвин А. И., Сарычев В. А. Поляризация радиоволн. Поляризационная структура радиолокационных сигналов. Москва: Радиотехника, 2005. 702 с.
7. Козлов А. И., Логвин А. И., Сарычев В. А. Поляризация радиоволн. Книга 2. Радиолокационная поляризиметрия. Москва: Радиотехника, 2007. 647 с.
8. Козлов А. И., Логвин А. И., Сарычев В. А. Поляризация радиоволн. Книга 3. Радиополяризиметрия сложных по структуре сигналов. Москва: Радиотехника, 2008. 695 с.

References

1. 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, pp. 80–84. (In Russ.)
2. Ligghart 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. (In Russ.)
3. 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.)
4. 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.)

5. 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.)
6. 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.)
7. 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.)
8. 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.)

Информация об авторе

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

Author information

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

Статья поступила в редакцию 24.11.2025; одобрена после рецензирования 05.12.2025; принята к публикации 26.12.2025.

The article was submitted 24.11.2025; approved after reviewing 05.12.2025; accepted for publication 26.12.2025.

Научная статья
УДК 665.753.035.8

УДЕЛЬНАЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ ПРОВОДИМОСТЬ КАК ПОКАЗАТЕЛЬ КАЧЕСТВА АВИАЦИОННЫХ ТОПЛИВ

К. И. ГРЯДУНОВ, А. А. БРАИЛКО, С. А. САВУШКИН, О. В. ГРИГОР

Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. Удельная электрическая проводимость (УЭП) является показателем такого эксплуатационного свойства авиационных топлив (АТ) как электризация. Следовательно, данный показатель также определяет эксплуатационное свойство «опасность» при обращении с АТ, в частности, пожаро-взрывоопасность. Чистые топлива без антиэлектростатических присадок являются диэлектриками со значениями УЭП, приближающимися к нулю (по действующим стандартам УЭП товарных топлив без антиэлектростатических присадок не должна превышать 10 пСм/м), поэтому они способны накапливать заряды статического электричества, которые в определённых условиях могут вызывать искрообразование и воспламенение топливовоздушной смеси. При определённых внешних условиях УЭП является физической константой веществ, в случае с реактивными топливами, состоящими из тысяч взаиморастворённых углеводородов индивидуального строения и свойств, УЭП лежит в некотором ограниченном диапазоне. Она изменяется в случае загрязнённости АТ механическими примесями, водой, различными химическими веществами и др. видами горюче-смазочных материалов. В связи с этим УЭП может быть использована как показатель чистоты АТ. По соответствующим рекомендациям ГосНИИ ГА этим показателем чистоты АТ в организациях авиатопливообеспечения (ОАТО) начали активно пользоваться с 2000-х гг. На данный момент многие ОАТО проводят определение УЭП на постоянной основе, как правило, при осуществлении входного контроля качества АТ. Однако следует исследовать чувствительность данного метода к различным видам загрязнений. В статье показаны результаты обработки статистических данных и экспериментов, показывающих влияние наличия и содержания различных загрязнений в АТ на значение его УЭП.

Ключевые слова: авиационное топливо, топливо для реактивных двигателей, электризация, удельная электрическая проводимость, антиэлектростатические присадки, относительная диэлектрическая проницаемость, чистота авиационных топлив, эксплуатация авиационной техники

Для цитирования: Грядунов К. И., Браилко А. А., Савушкин С. А., Григор О. В. Удельная электрическая проводимость как показатель качества авиационных топлив // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2025. № 53. С. 91–102.

CONDUCTIVITY AS THE AVIATION FUELS QUALITY INDICATOR

К. И. ГРЯДУНОВ, А. А. БРАИЛКО, С. А. САВУШКИН, О. В. ГРИГОР

Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia

Abstract. Conductivity is an indicator of such operational properties of aviation fuels (AF) as electrification. Thus, this indicator also determines the operational property AF usage danger, in particular, fire safety. Pure fuels without anti-electrostatic additives are dielectrics with electrical conductivity values approaching zero (according

to current standards, the electrical conductivity of commodity fuels without anti-electrostatic additives should not exceed 10 pS/m), therefore they are capable of accumulating static electricity charges, which under certain conditions can cause sparking and ignition air-fuel mixture. Under certain external conditions, specific electrical conductivity is a physical constant of substances; in the case of jet fuels, consisting of thousands of mutually attenuated individual structure and properties hydrocarbons, specific electrical conductivity disposes in a certain limited range. Since the introduction of this indicator, it has been known that its value changes in the case of aviation fuel contamination with mechanical impurities, water, various chemical contaminants and other types of fuels and lubricants. In other words, electrical conductivity can be used as an indicator of the aviation fuels purity. This circumstances, according to the relevant recommendations of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, began to be actively used since the 2000s. At the moment, many aviation fuel supply organizations carry out electrical conductivity determination on an ongoing basis, as a rule, during the incoming AF quality inspection. However, there are questions about the sensitivity of this method to various types of contaminants. The article shows the results of processing statistical data and experiments showing the influence of the presence and content of various contaminants in an AF on the value of its electrical conductivity.

Keywords: aviation fuels, jet fuels, electrification, conductivity, anti-electrostatic additives, relative dielectric constant, purity of aviation fuels, operation of aircraft

For citation: Gryadunov K. I., Brailko A. A., Savushkin S. A., Grigor O. V. Conductivity as the aviation fuels quality indicator. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2025, no. 53, pp. 91–102. (In Russ.)

Введение

Удельная электрическая проводимость (УЭП) и относительная диэлектрическая проницаемость (ОДП) относятся к основным показателям электризации АТ. Электризацией называют совокупность явлений, связанных с возникновением, сохранением и релаксацией свободного электрического заряда на поверхности и в объёме диэлектрических и полупроводниковых веществ, материалов, изделий или на изолированных, в том числе диспергированных (равномерно распределённых) в диэлектрической среде проводниках. Существуют и другие определения электризации, например: электризация – это процесс разделения и концентрации зарядов одного знака на границах раздела фаз, а противоположного знака – в объёме топлива [1–3].

Таблица 1
Значения ОДП и УЭП некоторых веществ

Вещество	ОДП	УЭП, пСм/м
Воздух	1,0006	10^{-6} – 10^{-3}
Керосин	2,0	10^{-2} – 10^2
Дерево сухое	3,0	10^2 – 10^3
Ацетон	19,5	10^7 – 10^8
Дист. вода	81,0	10^8 – 10^9

Топлива для реактивных двигателей (керосины) равно как бензины и дизельные топлива являются хорошими диэлектриками, о чём свидетельствуют значения показателей, приведённые в табл. 1. Вследствие поляризации, свойственной диэлектрикам, при определённых условиях на границах раздела фаз топливо – твёрдое вещество образуются заряды статического электричества.

Возникновение зарядов статического электричества является, прежде всего, результатом трения; применительно к топливам заряды образуются при проведении сливо-наливных операций, очистки (в т. ч. отстаиванием), отбора проб, при мойке одежды в керосине и т. д., а также вследствие течи топлива из повреждённых технических средств топливообеспечения и элементов топливных систем летательных аппаратов (ЛА) и авиационных двигателей (АД). Заряды статического электричества накапливаются и сохраняются не только в материалах, обладающих низкой электропроводностью, но и в электропроводящих материалах, если они изолированы от земли. При накоплении значительного заряда и (или) при разрыве контакта материалов может происходить искрообразование, способное вызвать воспламенение топливовоздушной смеси – пожары и взрывы, – что в значительной степени определяет пожароопасность при применении АТ [1–10].

Относительная диэлектрическая проницаемость ϵ является физической величиной, показывающей, во сколько раз сила взаимодействия двух электрических зарядов в среде меньше, чем в вакууме:

$$\epsilon = \frac{E_0}{E},$$

где E_0 – модуль напряжённости электрического поля в вакууме, Н/Кл; E – модуль напряжённости электрического поля в диэлектрике, Н/Кл.

В рамках рассматриваемой в данной статье тематики УЭП для АТ L – проводимость объёма раствора, заключённого между двумя параллельными электродами, имеющими площадь по 1 м^2 и расположеными на расстоянии 1 м друг от друга;

$$L = \frac{1}{\rho},$$

где ρ – удельное сопротивление, Ом/м.

УЭП имеет размерность См/м; ввиду малых значений УЭП, свойственных диэлектрикам, для них её принято выражать в пСм/м (10^{-12} См/м).

Измерение УЭП, нормативные требования к данному показателю, влияние на него антиэлектростатических присадок

Существуют приборы по определению обоих показателей УЭП и ОДП [3, 4, 6], однако ввиду простоты определения УЭП получили распространение приборы, определяющие данный показатель, например ЭЛ-4М (ООО «Нефтехимавтоматика», Россия, № 32169-11 в Гос. реестре СИ), Фалькон-100 (ООО «СокТрейд Ко», Россия, № 90913-23 в Гос. реестре СИ), Model 1152 (EMCEE Electronics, Inc., США, № 53203-13 в Гос. реестре СИ). Такие приборы используют в организациях авиатопливообеспечения (ОАТО), определение УЭП проводят по ГОСТ 25950-83¹, ГОСТ 33461-2015² и другим стандартам.

Чистые топлива без антиэлектростатических присадок обладают низкой УЭП: от 0,001 до 3 пСм/м; при снижении чистоты АТ эти значения могут превысить 10 пСм/м (в соответствии с требованиями нормативных документов³ (НД) УЭП товарных АТ без антиэлектростатических присадок не должна превышать 10 пСм/м). Добавление антиэлектростатических присадок, являющихся токопроводящими олеатами и нафтенатами хрома и кобальта, увеличивает УЭП АТ (в соответствии требованиями НД до 50–600 пСм/м), что приводит к очень быстрому рассеиванию (релаксации) зарядов статического электричества, и опасность разряда и,

¹ ГОСТ 25950-83. Топливо для реактивных двигателей с антистатической присадкой.

² ГОСТ 33461-2015. Топлива авиационные и дистиллятные. Методы определения электрической проводимости.

³ ГОСТ 10227-1986. Топлива для реактивных двигателей.

соответственно, пожаров и взрывов практически ликвидируется. Считается, что при достижении УЭП значений более 50 пСм/м заряды статического электричества не накапливаются – они очень быстро стекают в заземление через топливо с повышенной УЭП. Учитывая, что топливо с антиэлектростатической присадкой может быть смешано в различных пропорциях с топливом без присадки, а также то, что содержание присадок уменьшается в результате многократных многоступенчатых очисток АТ, достаточной величиной УЭП товарного топлива с присадкой является 250–350 пСм/м [10, 11].

Образование, накопление и релаксация зарядов статического электричества

Величина накопившегося заряда статического электричества зависит от состава АТ, его вязкости и плотности, скорости прокачки АТ, шероховатости труб и материала, из которого они изготовлены, сопротивления фильтров, УЭП товарного АТ, его чистоты, стабильности и т. д.

Статическое электричество образуется как в движущейся диэлектрической жидкости, так и в неподвижной. В первом случае заряды статического электричества возникают при трении жидкости о твёрдую поверхность трубопровода, стенки резервуаров и развитую поверхность фильтрующих элементов; при трении частиц жидкости различной плотности между собой, при движении жидкости через другие жидкости (например, через воду); при движении капель мелко распыленной жидкости через воздух или паровоздушную смесь. Во втором – заряды статического электричества образуются при осаждении механических примесей; мелкодисперсных капель воды, а также при прохождении через слой жидкости пузырьков воздуха, паров углеводородов; при прохождении через паровоздушное пространство над поверхностью жидкости капель воды, льдинок и т. п. [3, 5].

Электризация нефтяных топлив может быть положительной или отрицательной, как правило имеет место положительная электризация (заряды положительного знака располагаются в объёме топлива, отрицательного – на его периферии). При эксплуатации топлив единовременно с электризацией происходит релаксация зарядов на землю через заземление (в авиапредприятиях, связанных с обеспечением ЛА топливом, заземляется всё технологическое оборудование, также заземляются средства заправки и ЛА). Отдельно стоит отметить, что накопление зарядов статического электричества в сухую погоду происходит интенсивнее, чем в сырую, так как влажный воздух способствует релаксации зарядов.

Количественная оценка электризации и практическое значение УЭП

Величина накопившегося заряда [мкКл] с учётом заряда топлива и утечки за счёт электропроводности может быть определена по формуле [10, 12]:

$$Q = \gamma v \tau \cdot 10^{-12} = \gamma v \epsilon_r \epsilon_0 / L,$$

где γ – объёмная плотность электрического заряда в перекачиваемом топливе, мкКл/м³; v – скорость перекачки топлива, м³/с; τ – время релаксации заряда в АТ, с; ϵ_0 – электрическая постоянная, равная $8,854 \cdot 10^{-12}$ Ф/м; ϵ_r – относительная диэлектрическая проницаемость топлива, значение которой для сухого топлива при н. у. может быть вычислена по эмпирической формуле [13]:

$$\epsilon_{20} = a + b \rho_{20},$$

где индекс 20 показывает температуру н. у.; a и b – коэффициенты для разных марок топлива, указанные в табл. 2 [10, 13].

Таблица 2Коэффициенты a и b при 20 °C

Марка топлива	a	b	Марка топлива	a	b
T-1	0,4748	0,0020280	JET A-1	0,4850	0,0020210
TC-1	0,4081	0,0021487	T-6	0,4912	0,0019539
PT	0,5277	0,0019869	T-8B	0,3972	0,0021070

С учётом наличия в АТ растворённой и эмульсионной воды при н. у. [10]:

$$\varepsilon_T = [g_0]\varepsilon_{H_2O} + [g_{своб}]\varepsilon_{своб} + (1 - [g_0] - [g_{своб}])\varepsilon_{20},$$

где $[g_0]$ и $[g_{своб}]$ – массовые доли растворённой и эмульсионной воды [$\text{кг}_{\text{воды}}/\text{кг}_{\text{топлива}}$] в АТ при н. у.; ε_{H_2O} и $\varepsilon_{своб}$ – относительные диэлектрические проницаемости растворённой и эмульсионной воды, равные 31 и 80 соответственно.

Объёмную плотность зарядов [$\text{Кл}/\text{м}^3$] целесообразно принять равной максимально допустимой плотности зарядов для исключения искрообразования, которая может быть оценена по формуле [14]:

$$\gamma = \gamma_{\text{макс.доп.}} = 9 \cdot 10^{-10} \cdot W_{\min}^{1/4} e^{-\phi/4},$$

где ϕ – безразмерный коэффициент; W_{\min} – минимальная энергия зажигания топливовоздушной смеси (ТВС) [Дж], рассчитываемая по формуле [13]:

$$W_{\min} = 0,5q l_k^3,$$

где l_k – величина критического зазора зажигания, равная 0,0018 м; q – объёмное количество тепла [$\text{Дж}/\text{м}^3$], необходимое для нагрева ТВС от её начальной температуры $t_{\text{нач}}$ до температуры самовоспламенения $t_{\text{с/восп}}$. Оно принимается равным теплу, необходимому для нагрева воздуха, и вычисляется по формуле [13]:

$$q = \int_{t_{\text{нач}}}^{t_{\text{с/восп}}} C_v \rho_v dt,$$

где C_v – теплоёмкость воздуха, $\text{Дж}/(\text{кг}\cdot^\circ\text{C})$; ρ_v – плотность воздуха, $\text{кг}/\text{м}^3$. При нагревании от 20 °C до $t_{\text{с/восп}}$ может быть использована эмпирическая формула [10]:

$$q = 3 \cdot 10^{-7} \cdot t_{\text{с/восп}}^3 - 3 \cdot 10^{-4} \cdot t_{\text{с/восп}}^2 + 1,046t_{\text{с/восп}} - 10,5,$$

где $t_{\text{с/восп}}$ – температура самовоспламенения ТВС, °C.

Безразмерный коэффициент ϕ рассчитывается по формуле [14]:

$$\phi = -45,01 + \ln(\varepsilon) \sqrt[3]{\frac{\sigma_{20}}{\tau}},$$

где σ_{20} – поверхностное натяжение АТ [Н/м] при 20 °C [10]:

$$\sigma_{20} = (0,05468\rho_{20} - 18,1) \cdot 10^{-3}.$$

Время релаксации заряда в АТ τ [с], рассчитывается по формуле [12]:

$$\tau = \varepsilon \varepsilon_0 \rho_V = (\varepsilon_T \varepsilon_0 / L) \cdot 10^{12},$$

где ρ_V – удельное объёмное электрическое сопротивление АТ, Ом·м (10^{10} – 10^{13} Ом·м).

Для количественной оценки времени релаксации был введён безразмерный коэффициент – t_L , получивший название «время полурассеивания» – время, необходимое для уменьшения заряда статического электричества наполовину. Время полурассеивания зависит от УЭП АТ [12]:

$$t_L = 12/L = 0,63612\tau.$$

Считается, что полная релаксация заряда наступает при значении $t_L = 1,44$. Для товарных авиационных керосинов время релаксации заряда составляет от нескольких минут до долей секунды, однако в отдельных случаях этого может быть достаточно, чтобы при определённых условиях произошёл взрыв и (или) пожар.

Ещё раз подчеркнём, что первоначально определение показателей электризации было вызвано вопросами безопасности при эксплуатации горюче-смазочных материалов, однако уже в [4], [15] и др. источниках указывалось, что изменение УЭП может быть вызвано загрязнённостью АТ веществами, образующими дисперсную фазу, и что в отдельных случаях этот показатель может быть использован для контроля чистоты авиационных керосинов, которые не содержат антиэлектростатических присадок.

Результаты эксперимента по определению чувствительности УЭП к различным видам загрязнений АТ

В начале 2000-х гг. ГосНИИ ГА рекомендовал ОАО определять УЭП авиационных керосинов с целью оценки их чистоты. На сегодняшний день многие ОАО закупили соответствующее специальное оборудование и осуществляют определение данного показателя (как правило, при проведении входного контроля качества авиационных керосинов). Однако остаются следующие важные вопросы: к каким видам загрязнений и в какой их концентрации в АТ чувствителен данный показатель; какие принимать меры, если величина УЭП превышает установленные НД предельы?

На величину УЭП влияет загрязнённость АТ эмульсионной водой и находящимися в топливе (взвешенными) механическими примесями [1, 3, 4]. Это было подтверждено результатами измерений, проведённых авторами настоящей статьи в ходе поставленных экспериментов. На рис. 1 показано влияние содержания эмульсионной воды в АТ на его УЭП, на рис. 2 – влияние тонкости фильтрации загрязнённого механическими примесями АТ на его УЭП.

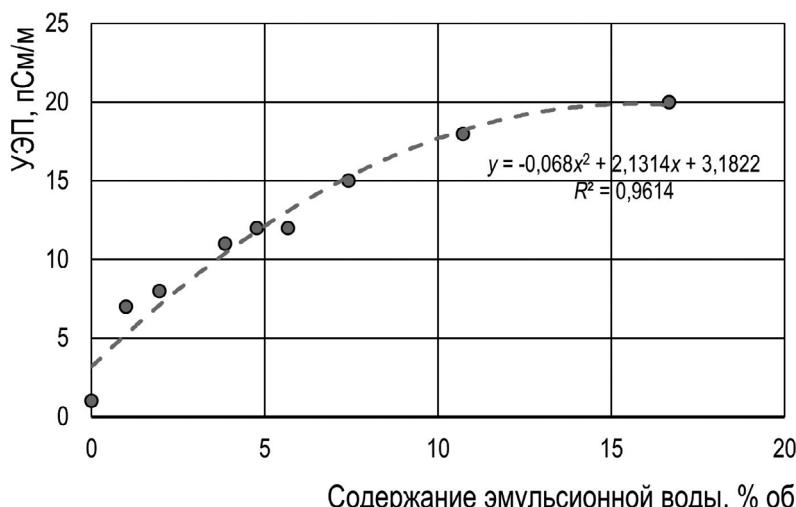


Рис. 1. Зависимости УЭП от содержания эмульсионной воды в топливе ТС-1

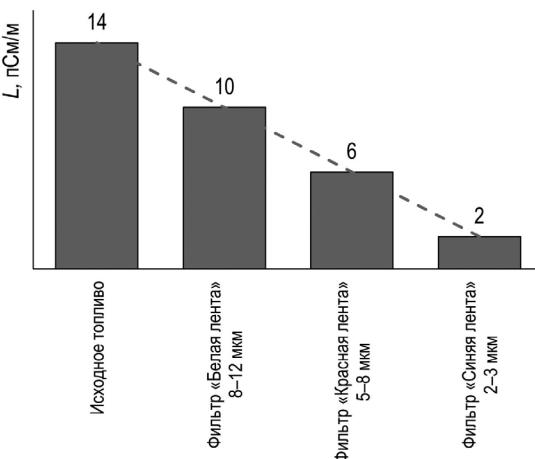


Рис. 2. Зависимость УЭП топлива ТС-1 от тонкости фильтрации АТ

Отстойная вода и механические примеси (быстро выпадающие в отстой), а также механические примеси, являющиеся диэлектриками, на величину УЭП не влияют (рис. 3, 4).

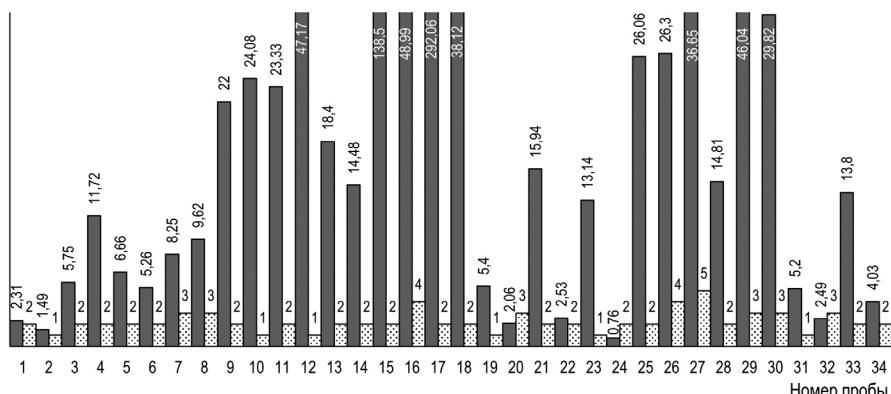


Рис. 3. Содержание механических примесей, г/т (серый) и УЭП, пСм/м (белый с точками) в пробах АТ, поступающего в ОАТО

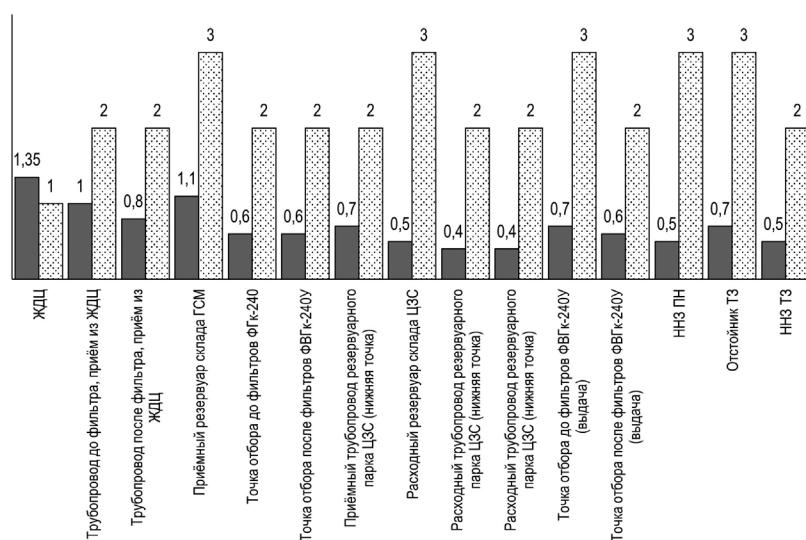
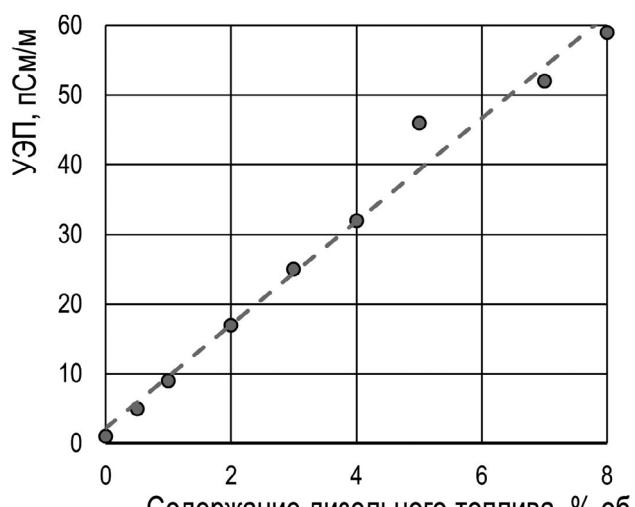


Рис. 4. Содержание механических примесей, г/т (серый) и УЭП, пСм/м (белый с точками) в пробах АТ, отобранных с разных точек при движении топлива ТС-1 от склада до выдачи на заправку ЛА

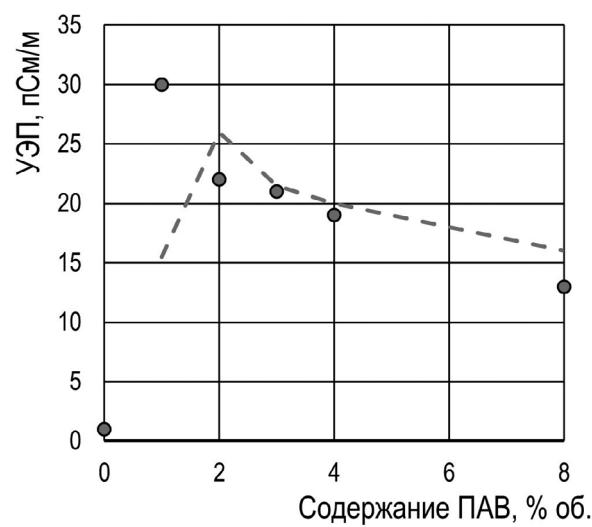
На основании приведённых данных можно было бы утверждать, что при изменении УЭП выше установленных НД пределов по причине загрязнённости его некоторыми механическими примесями и эмульсионной водой многоступенчатая очистка топлива, осуществляемая ОАТО, приводила бы к восстановлению качества АТ. Однако практика показывает, что встречается загрязнённость настолько мелкими механическими примесями, образующими дисперсную фазу, что ни отстаивание, ни многократная фильтрация не позволяют очистить топливо до требуемых НД значений. Поэтому в данном аспекте преимуществами показателя УЭП перед прочими определяемыми ОАТО качественными и количественными показателями чистоты являются относительная простота и скорость проведения эксперимента, однако на практике загрязнение АТ токопроводящими диспергированными механическими примесями встречается весьма редко.

В начале 2000-х гг. участились случаи отказов топливных систем авиационных двигателей в результате некондиционности АТ по причине различных химических загрязнений (биодизель, хлорорганические соединения, полисилоксаны и пр.⁴⁾ [16–18], и введение показателя УЭП было связано с невозможностью определения указанных загрязнений основными использующимися на тот момент методами (визуальный, весовой, определения наличия водорастворимых кислот и щелочей, наличия эмульсионной воды и механических примесей при помощи индикаторов качества АТ на приспособлении определения загрязнённости топлив (ПОЗТ)), примерно в то же время и для тех же целей было рекомендовано проверять чистоту АТ по результатам испытания на взаимодействие АТ с водой (по ГОСТ 27154-86⁵).

Для проверки степени изменения (чувствительности) показателя УЭП к различным видам загрязнений АТ – помимо воды и механических примесей – авторами был проведён эксперимент. Сущность его заключалась в измерении УЭП топлива для реактивных двигателей марки ТС-1 по стандартной методике при помощи кондуктометра EMCEE Model 1152 после введения в него различных видов загрязнений (поверхностно-активные вещества (ПАВ), рапсовое масло, противоводокристаллизационная жидкость (ПВКЖ) «И-М» и дизельное топливо (ДТ-Л-К5)) в различных концентрациях. Результаты определения показаны на рис. 5, рис. 6.



а



б

Рис. 5. Влияние на значение УЭП ТС-1 наличия примесей: ДТ-Л-К5 – а; ПАВ – б

⁴ Габдрашитов И. Р., Филиппов А. О. Чистое топливо – безопасность в небе [Электронный ресурс]. <https://mto.ric.mil.ru/Stati/item/442246/>

⁵ ГОСТ 27154-86. Топливо для реактивных двигателей. Метод испытания на взаимодействие с водой.

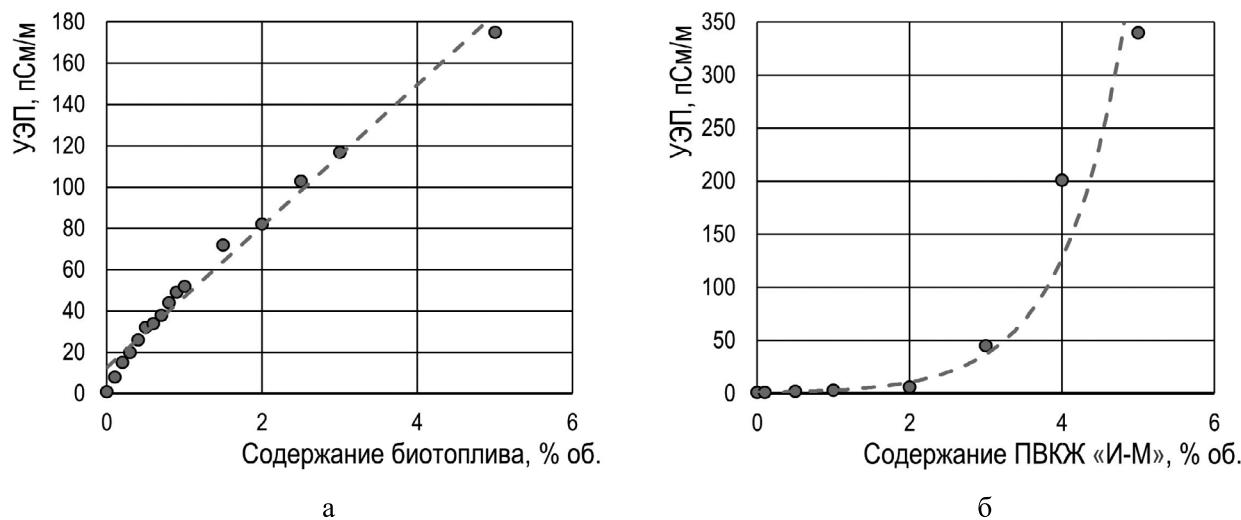


Рис. 6. Влияние на значение УЭП ТС-1 наличия примесей: биотоплива – а; ПВКЖ «И-М» – б

Обсуждение результатов и выводы

Результаты проведённого эксперимента показывают, что для рассмотренных характерных для эксплуатации загрязнений (рис. 5, рис. 6) в большинстве случаев наблюдается резкое увеличение УЭП даже при незначительных их концентрациях в топливе. Так, в соответствии с Руководством по приёму, хранению, подготовке к выдаче на заправку и контролю качества авиационных горюче-смазочных материалов и специальных жидкостей в предприятиях воздушного транспорта РФ (приказ № ДВ-126 от 17 октября 1992 г.) норматив ввода ПВКЖ в гражданской авиации составляет $0,125 \pm 0,25$ % об. (для вертолётов, эксплуатирующихся в определённых условиях, $-0,2 \pm 0,02$ % об.). Рост УЭП при добавлении в топливо ПВКЖ «И-М» наблюдается при её передозировке (более 0,2 % об.). Таким образом, увеличение УЭП свыше установленных НД пределов должно рассматриваться исключительно как браковочный признак, так как восстановление качества продукта в этом случае может быть крайне затруднено (нецелесообразно) или невозможно. Качественный показатель «взаимодействие АТ с водой» также может быть чувствителен к наличию в АТ таких загрязнений, как механические примеси, ПАВ, биотопливо, ПВКЖ. Использование обоих показателей в эксплуатации позволит повысить точность определения содержания этих примесей и, возможно, уточнить браковочные признаки для АТ. В отдельных случаях показатель УЭП может быть использован для расчёта содержания загрязнений (компонентов) в АТ [19], идентификации продукта и определения октановых чисел бензинов [20]. УЭП зависит от температуры, и хотя имеется возможность определения данного показателя в любых условиях с приведением значения к 20 °C, лучше проводить измерение после термостатирования топлива (доведения его температуры до 20 °C), так как при других температурах измерения – особенно при отрицательных – приборы (кондуктометры) могут работать некорректно.

Заключение

Результаты проведённого исследования показали, что УЭП является актуальным качественно-количественным показателем чистоты АТ, способным реагировать на различные виды его загрязнений. Особое значение имеет возможность определения по изменению данного показателя наличия в АТ химических загрязнений (в т. ч. ПАВ) и других ГСМ.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Литвинов А. А. Основы применения горюче-смазочных материалов в гражданской авиации: учебник для вузов. Москва: Транспорт, 1987. 308 с.
2. Протоерейский А. С. Безопасность труда при применении горюче-смазочных материалов в гражданской авиации: учебное пособие. Москва: Транспорт, 1987. 248 с.
3. Грядунов К. И. Химмотология авиационных горюче-смазочных материалов в гражданской авиации: учебник. Москва; Вологда: Инфра-Инженерия, 2025. 432 с.
4. Гуреев А. А., Серегин Е. П., Азев В. С. Квалификационные методы испытаний нефтяных топлив. Москва: Химия, 1984. 200 с.
5. Серегин Е. П. Развитие химмотологии. Москва: Издательство «Первый том», 2018. 880 с.
6. Саблина З. А., Широкова Г. Б., Ермакова Т. И. Лабораторные методы оценки свойств моторных и реактивных топлив. Москва: Химия, 1978. 240 с.
7. Пискунов В. А., Зрелов В. Н. Влияние топлив на надёжность реактивных двигателей самолётов. Химмотологическая надёжность. Москва: Машиностроение, 1978. 270 с.
8. Углов Б. А. Эксплуатационные свойства реактивных топлив и надёжность авиационных силовых установок. Куйбышев: КуАИ, 1986. 68 с.
9. Аксенов А. Ф. Авиационные топлива, смазочные материалы и специальные жидкости. Москва: Транспорт, 1970. 256 с.
10. Грядунов К. И. Химмотология авиационных ГСМ: учебно-методическое пособие по выполнению курсового проекта. Москва: ИД Академии Жуковского, 2024. 42 с.
11. Саблина З. А. Гуреев А. А. Присадки к моторным топливам. Москва: Химия, 1977. 258 с.
12. Теоретические основы химмотологии / Под ред. А. А. Браткова. Москва: Химия, 1985. 320 с.
13. Расчёт основных показателей пожаровзрывоопасности веществ и материалов: руководство. Москва: ВНИИПО, 2002. 77 с.
14. Рекомендации по предотвращению опасной электризации нефтепродуктов при наливе в вертикальные и горизонтальные резервуары. Роснефть, 1993. 44 с.
15. Дубовкин Н. Ф., Маланичева В. Г., Массур Ю. П., Фёдоров Е. П. Физико-химические и эксплуатационные свойства реактивных топлив. Москва: Химия, 1985. 240 с.
16. Горожин А. В., Ковба Л. В., Азжеурова О. Б., Морозова Н. В., Кондукова Н. П. Отдельные аспекты результатов исследования образцов авиатоплива, отобранных в связи с инцидентами с воздушными судами // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2018. № 21. С. 70–82.
17. Georgantas D., Barbounis M. FAMEs in aviation turbine fuel-A risk. *Shimadzu news*, 2023, no. 1, pp. 16–18 [Электронный ресурс]. URL: https://www.researchgate.net/publication/357810119_FAMEs_in_aviation_turbine_fuel-A_risk/ (дата обращения: 20.01.2026).
18. Тимошенко А. Н., Урявин С. П., Козлов А. Н. FAME – прямая угроза безопасности полётов // Научный вестник МГТУ ГА. 2012. № 178. С. 178–182.
19. Лунева В. В., Шарин Е. А., Приваленко А. Н., Пуляев Н. Н. Экспресс-метод определения содержания биодизельного топлива в смеси с нефтяным топливом // Международный научный журнал. 2015. № 6. С. 64–70.
20. Астапов В. Н. Исследование и анализ электродинамических характеристик углеводородных топлив // Школа Науки. 2018. № 3(3). С. 8–14.)

References

1. Litvinov A. A. *Bases of fuels and lubricants application in civil aviation*. Moscow, Transport Publ., 1987, 308 p. (In Russ.)
2. Protoerejskij A. S. *Occupational safety when using fuels and lubricants in civil aviation*. Textbook. Moscow, Transport, Publ., 1987, 248 p. (In Russ.)

3. Gryadunov K. I. *Aviation fuels and lubricants chemmotology in civil aviation*. Moscow, Vologda, Infra-Ingeneriya Publ., 2025, 432 p. (In Russ.)
4. Gureev A. A., Seregin E. P., Azev V. S. *Qualification methods for testing petroleum fuels*. Moscow, Khimiya Publ., 1984, 200 p. (In Russ.)
5. Seregin E. P. *The development of Chemmotology*. Moscow, Publishing House “First volume”, 2018, 880 p. (In Russ.)
6. Sablina Z. A., Shirokova G. B., Ermakova T. I. *Laboratory methods for assessing the properties of motor and jet fuels*. Moscow, Khimiya Publ., 1978, 240 p. (In Russ.)
7. Piskunov V. A., Zrelov V. N. The fuels influence on the aircraft jet engines reliability. *Chemmotological reliability*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1978, 270 p. (In Russ.)
8. Uglov B. A. *Jet fuels operational properties and aviation powerplants reliability*. Kuibyshev, KuAI Publ., 1986, 68 p. (In Russ.)
9. Aksenov A. F. *Aviation fuels, lubricants and special liquids*. Moscow, Transport Publ., 1970, 256 p. (In Russ.)
10. Gryadunov K. I. *Aviation fuels and lubricants chemmotology*: educational and methodological manual for completing a course project. Moscow, Zhukovsky Academy Publ., 2024, 42 p. (In Russ.)
11. Sablina Z. A., Gureev A. A. *Additives to motor fuels*. Moscow, Khimiya Publ., 1977, 258 p. (In Russ.)
12. *Theoretical foundations of chemotology*. Ed. A. A. Bratkov. Moscow, Khimiya Publ., 1985, 320 p. (In Russ.)
13. Calculation of the main indicators of fire and explosion hazard of substances and materials: guidance. Moscow, VNIIPo, 2002, 77 p. (In Russ.)
14. Recommendations for the prevention of dangerous electrification of petroleum products when filling vertical and horizontal tanks. Rosneft Publ., 1993, 44 p.
15. Dubovkin N. F., Malanicheva V. G., Massur Yu. P., Fyodorov E. P. *Physico-chemical and operational properties of jet fuels*. Moscow, Khimiya Publ., 1985, 240 p. (In Russ.)
16. Gorozhin A. V., Kovba L. V., Azzheurova O. B., Morozova N. V., Kondukova N. P. Specific aspects of the investigation results of the aviation fuel samples selected due to aircraft incidents. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2018, no. 21, pp. 70–82. (In Russ.)
17. Georgantas D., Barbounis M. FAMEs in aviation turbine fuel-A risk. *Shimadzu news*, 2023, no. 1, pp. 16–18, available at: https://www.researchgate.net/publication/357810119_FAMEs_in_aviation_turbine_fuel-A_risk/ (accessed: 20.01.2026).
18. Timoshenko A. N., Uryavin S. P., Kozlov A. N. Fame – direct threat of safety of flights. *Civil Aviation High Technologies*, 2012, no. 178, pp. 178–182. (In Russ.)
19. Luneva V. V., Sharin E. A., Privalenko A. N., Pulyaev N. N. Express method of definition of the content of biodiesel fuel in mix with oil fuel. *International Scientific Journal*, 2015, no. 6, p. 64–70. (In Russ.)
20. Astapov V. N. Research and analysis of electromagnetic characteristics of hydrocarbon fuels. *School of Science*, 2018, no. 3(3), pp. 8–14. (In Russ.)

Сведения об авторах

Грядунов Константин Игоревич, кандидат технических наук, доцент кафедры авиатопливообеспечения и ремонта ЛА, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия, k.gryadunov@mstuca.aero

Браилко Анатолий Анатольевич, кандидат технических наук, доцент кафедры авиатопливообеспечения и ремонта ЛА, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия, a.brailko@mstuca.aero

Савушкин Сергей Александрович, аспирант кафедры авиатопливообеспечения и ремонта ЛА, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия, s.savushkin@mstuca.aero

Григор Ольга Вадимовна, аспирантка кафедры авиатопливообеспечения и ремонта ЛА, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия, Grigor_2019@bk.ru

Authors information

Gryadunov Konstantin I., Candidate of Sciences (Engineering), Associate Professor of Department of Aircraft Fuel Supply and Repair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, k.gryadunov@mstuca.aero

Brailko Anatoly A., Candidate of Sciences (Engineering), Associate Professor of Department of Aircraft Fuel Supply and Repair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, a.brailko@mstuca.aero

Savushkin Sergey A., Graduate Student of Department of Aircraft Fuel Supply and Repair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, s.savushkin@mstuca.aero.

Grigor Olga V., Graduate Student of Department of Aircraft Fuel Supply and Repair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, Grigor_2019@bk.ru

Статья поступила в редакцию 24.11.2025; одобрена после рецензирования 19.12.2025; принята к публикации 26.12.2025.

The article was submitted 24.11.2025; approved after reviewing 19.12.2025; accepted for publication 26.12.2025.

Научная статья
УДК 629.735.45

ВЫСОКОСКОРОСТНОЙ ВИНТОКРЫЛЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ И СПОСОБ УПРАВЛЕНИЯ ИМ

В. П. БУРМИСТРОВ^{1,2}, В. М. ЧОБАН¹

¹ Национальный центр вертолётостроения имени М. Л. Миля и Н. И. Камова,
пгт. Томилино, Московская область, Россия

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

Аннотация. В статье предложен принцип построения высокоскоростного винтокрылого летательного аппарата (ВВКЛА), а также способ управления им. Особенность конструкции – применение комбинированных силовых установок, турбовальных и турбореактивного двигателей, крыла с подвижными относительно фюзеляжа плоскостями, комплексной системы управления (КСУ), управляющей несущим винтом (НВ), двигателями, плоскостями крыла по определённым алгоритмам, которые обеспечивают эффективный взлёт, набор скорости и посадку ВВКЛА. КСУ включает электродистанционную систему управления с резервным компьютером, реализующую функции автоматического управления ВВКЛА, ограничения предельных режимов и управления двигателями, пульт управления режимами работы, систему резервной навигации, датчики, измеряющие параметры ВВКЛА и окружающей среды. На ВВКЛА установлен механизм поворота, обеспечивающий установку плоскостей крыла в полёте вдоль фюзеляжа и перпендикулярно продольной оси фюзеляжа. Способ управления ВВКЛА состоит в следующем. Вначале включают турбовальные двигатели, которые врашают НВ для взлёта и полёта на скоростях порядка 200 км/ч, затем поворотные плоскости крыла, расположенные вдоль фюзеляжа, устанавливают перпендикулярно продольной оси фюзеляжа, включают турбореактивный двигатель, а турбовальные двигатели переводят в режим «малого газа», при котором они не передают врачающий момент на несущий винт, обеспечивая полёт ВВКЛА в режиме автожира на скоростях от 200 км/ч до 350 км/ч. После этого для увеличения скорости до 500 км/ч переводят турбовальные двигатели в режим вращения НВ с угловыми скоростями, при которых линейная воздушная скорость на концах лопастей не превышает 90 % от скорости звука.

Ключевые слова: вертолёт, винтокрылый летательный аппарат, автожир, несущий винт, турбовальный двигатель, турбореактивный двигатель, крыло, хвостовое оперение летательного аппарата, транспортные системы страны

Для цитирования: Бурмистров В. П., Чобан В. М. Высокоскоростной винтокрылый летательный аппарат и способ управления им // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2025. № 53. С. 103–111.

HIGH-SPEED ROTARY-WING AIRCRAFT AND METHOD OF ITS CONTROL

V. P. BURMISTROV^{1,2}, V. M. CHOBAN¹

¹ National Helicopter Center Mil&Kamov, Tomilino, Moscow Region, Russia

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

Abstract. The article offers a design concept of a high-speed rotary-wing aircraft (rotorcraft) and a method of its control. The rotorcraft design features application of thrust-lift power plants, turboshaft and turbojet engines, wing with movable surfaces relative to the fuselage, and integrated control system, which controls main rotor, engines and wing surfaces by specific algorithms that ensure effective takeoff, acceleration and landing of the high-speed rotorcraft. Integrated control system includes a fly-by-wire system, redundant computer that implements functions of automatic control system, flight envelope limiting, engine control, and taxiing and brake control system; mode control panel, redundant navigation system, sensors measuring parameters of the high-speed rotorcraft and environmental parameters. The high-speed rotorcraft is equipped with a mechanism for moving wing surfaces that enables in-flight positioning of wing surfaces along the fuselage and perpendicular to the fuselage centerline. The method of the high-speed rotorcraft control involves first starting turboshaft engines that rotate the main rotor enabling takeoff and flight at a speed of about 200 km/h. Then the wing movable surfaces located along the fuselage are positioned perpendicular to the fuselage centerline; the turbojet engine is started and turboshaft engines are set at idle power so that they do not transmit torque to the main rotor. This ensures the high-speed rotorcraft operation in the autogyro mode at a speed of 200 to 350 km/h. After that, to increase the speed from 350 km/h to 500 km/h the turboshaft engines are switched to the mode of main rotor rotation with an angular speed, at which linear blade-tip airspeed do not exceed 90 % of the speed of sound.

Key words: helicopter, rotary-wing aircraft, autogyro, main rotor, turboshaft engine, turbojet engine, wing, aircraft tail, transport systems of the country

For citation: Burmistrov V. P., Choban V. M. High-speed rotary-wing aircraft and method of its control. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2025, no. 53, pp. 103–111. (In Russ.)

Введение

Особенностью винтокрылых летательных аппаратов является возможность вертикального взлёта и посадки, в том числе и с необорудованных площадок. Анализ мировых тенденций развития таких аппаратов и всё возрастающие требования к ним свидетельствуют о необходимости увеличивать скорость винтокрылых летательных аппаратов и дальность их полёта. У классических вертолётов горизонтальная скорость обеспечивается пропульсивной силой, создаваемой в полёте наклоном колонки несущего винта (НВ) с помощью автомата перекоса. Такой способ обеспечивает в настоящее время скорость воздушного судна до величин порядка 350 км/ч.

Известен вертолёт, в котором на крейсерской скорости рулевой винт поворачивается на 90 градусов [1]. После поворота рулевой винт создаёт пропульсивную силу и увеличивает скорость вертолёта. С уменьшением скорости воздушного судна рулевой винт возвращается в начальное положение. Однако в такой конструкции вертолёта требуется высокая надёжность системы поворота рулевого винта, которой трудно достигнуть в настоящее время, поэтому отсутствуют сведения о реализации этого технического решения.

Известна конструкция скоростного вертолёта, описанная в патенте «Высокоскоростной вертолёт с несущим винтом и винтом поступательной тяги» [2]. В нём увеличение скорости обеспечивается винтом поступательной тяги, вращающимся от турбовальных двигателей НВ. На вертолёте установлены обтекатели для уменьшения лобового сопротивления воздуха, проводится уменьшение частоты вращения НВ при больших скоростях воздушного судна. Вертолёт S-97 фирмы Сикорского, выполненный в соответствии с этим патентом, достиг скорости 444 км/ч при массе вертолёта 5 т.

При высоких скоростях вертолёта критическим является приближение линейной воздушной скорости на концах лопастей НВ к скорости звука. Воздушная скорость на концах лопастей зависит от угловой скорости вращения НВ и от скорости вертолёта. При достижении концами лопастей скорости звука на них действуют чрезвычайно большие нагрузки, приводящие к поломкам лопастей НВ. Поэтому в патенте [2] предлагается линейную воздушную скорость концов лопастей ограничивать на уровне 90 % от скорости звука.

Однако снижение угловой скорости НВ при увеличении скорости вертолёта снижает его подъёмную силу, что ограничивает увеличение массы вертолёта. Большая воздушная скорость на концах лопастей НВ ограничивает и увеличение скорости вертолёта.

Известен «Скоростной комбинированный вертолёт» [3], который имеет соосный НВ, планер с горизонтальным и вертикальным оперением, силовую установку, состоящую из трансмиссии и двигателя, крыло, расположенное позади оси вала соосного НВ, оборудованное закрылками, элеронами и отклоняемыми консолями. Двигатель обеспечивает создание пропульсивной тяги посредством хвостового сопла и вращение соосного НВ, при этом горизонтальное управляемое оперение расположено впереди вала НВ, а вертикальное оперение установлено на крыле. Крыло в такой конструкции воздушного судна создаёт подъёмную силу и позволяет при большой массе вертолёта и большой скорости снизить до необходимых значений линейную воздушную скорость на концах лопастей НВ.

Однако крыло, установленное на вертолёте, препятствует потоку воздуха, создаваемому НВ, и уменьшает подъёмную силу, возникающую от вращения НВ воздушного судна. В результате для создания необходимой подъёмной силы требуется большая мощность двигателя и большое количество топлива.

Конструкция скоростного вертолёта и метод достижения высоких скоростей

Для экономичного ВВКЛА большой массы предлагается конструкция, изображённая на рис. 1. ВВКЛА состоит из фюзеляжа 1, на котором расположены турбовальные двигатели (не показаны), НВ 2, турбореактивный двигатель 4, вертикальное хвостовое оперение 5 и горизонтальное хвостовое оперение 6; с двух разных сторон на фюзеляже установлены две плоскости крыла 3. Плоскости крыла с помощью механизма поворота 7 могут быть установлены в полёте как вдоль фюзеляжа, так и перпендикулярно продольной оси фюзеляжа. На концах плоскостей крыла расположены элероны (не показаны). Конструкции приводов элеронов и механизма поворота плоскостей крыла могут быть различными, например, представлять собой приводы электродвигателей. К втулкам соосного НВ прикреплены лопасти. Турбореактивный двигатель, вертикальное хвостовое оперение и горизонтальное хвостовое оперение установлены в хвостовой части фюзеляжа. Горизонтальное хвостовое оперение состоит из двух частей, установленных с разных сторон турбореактивного двигателя. Эти части могут иметь разную форму, к примеру, отличаться по ширине. Вертикальное оперение также состоит из двух частей, расположенных с разных сторон турбореактивного двигателя. В предлагаемой конструкции турбовальные двигатели обеспечивают только вращение НВ, а турбореактивный двигатель обеспечивает только пропульсивную реактивную тягу ВВКЛА.

Оригинальная конструкция ВВКЛА, на которую авторами статьи подана заявка на изобретение, требует использования электродистанционной системы управления (ЭДСУ). В патентах фирмы Sikorsky Aircraft Corporation также указывается о необходимости использования ЭДСУ на скоростных вертолётах. ЭДСУ позволяет исключить выход параметров ВВКЛА за эксплуатационные ограничения при ошибках пилота. Поэтому на ВВКЛА используется КСУ, которая включает ЭДСУ. КСУ предназначена для безопасного ручного, автоматизированного и автоматического управления ВВКЛА на всех этапах полёта. КСУ ВВКЛА в общем случае содержит следующие элементы:

- командные органы управления (ручки и педали управления в кабине пилота);
- пульт управления (ПУ) режимами работы;
- резервный компьютер, осуществляющий реализацию алгоритмов ЭДСУ: системы автоматического управления (САУ), системы ограничения предельных режимов (ОПР), системы управления двигателями (СУД) и системы управления рулением и торможением (СУРТ);
- блоки управления приводами;

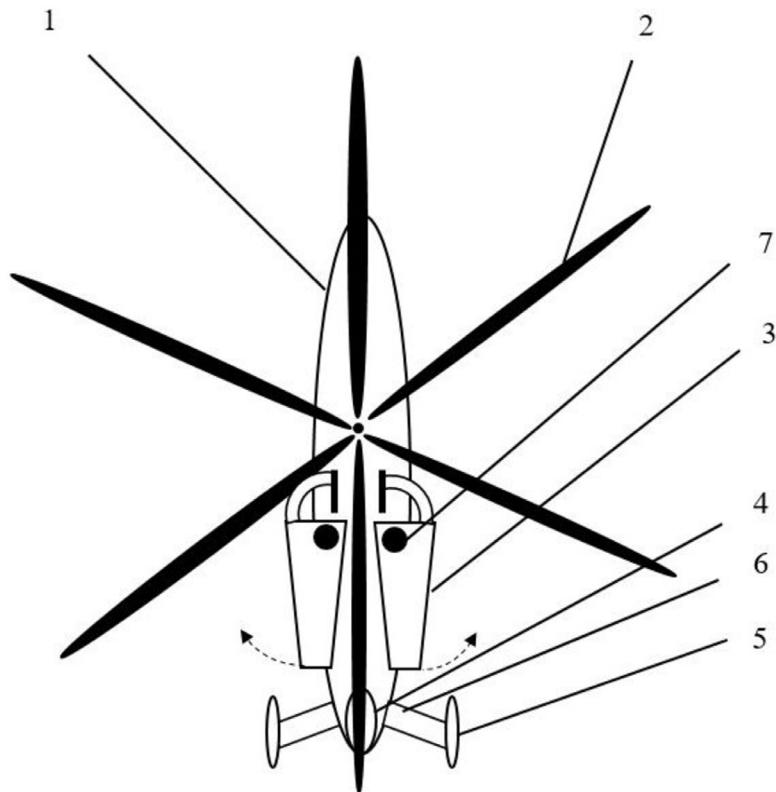


Рис. 1. ВВКЛА с плоскостями крыла, установленными вдоль фюзеляжа:

1 – фюзеляж, 2 – несущий винт, 3 – плоскости крыла, 4 – турбореактивный двигатель, 5 – вертикальное хвостовое оперение, 6 – горизонтальное хвостовое оперение, 7 – механизм поворота плоскостей крыла

- рулевые приводы дистанционные;
- систему резервной навигации;
- датчики, измеряющие параметры воздушного судна и окружающей среды.

Связь между элементами КСУ осуществляется следующим образом. От ручек, педалей и ПУ подаются электрические сигналы на компьютер ЭДСУ. На него же подаются сигналы с датчиков, определяющих параметры движения ВВКЛА, а также параметры траекторного управления от навигационного комплекса. Сигналы системы резервной навигации также используются в компьютере в случае отказа основного навигационного комплекса.

Компьютер ЭДСУ по записанным в нём алгоритмам для обеспечения устойчивости и управляемости ВВКЛА формирует и посыпает сигналы в блоки управления приводами. Блоки управления приводами в свою очередь посыпают сигналы на рулевые приводы и исполнительные механизмы, которые отклоняют органы управления ВВКЛА.

Таким образом, компьютер ЭДСУ управляет автоматом перекоса НВ, хвостовыми вертикальным и горизонтальным оперениями, задаёт режимы работы турбовальных и турбореактивного двигателей. При управлении ВВКЛА компьютер ЭДСУ с помощью программного обеспечения реализует модели и законы, записанные в нём. Они обеспечивают полёт ВВКЛА по оптимальным траекториям и учитывают эксплуатационные ограничения на воздушное судно.

Далее представлено описание КСУ в общих чертах; подробное описание потребовало бы слишком большого для статьи в журнале объёма текста.

КСУ решает задачи пилотирования с ограничением предельных режимов при ручном, автоматизированном и автоматическом управлении, в том числе траекторном. При этом повышается комфортность управления, безопасность полёта, снижается нагрузка на экипаж, расширяются функциональные возможности вертолёта.

Сигналы от ручек и педалей могут передаваться на блоки управления приводами, минуя компьютер в аварийном режиме для прямого управления без использования алгоритмов компьютера.

Для обеспечения скоростей ВВКЛА порядка 500 км/ч предлагается следующий способ управления.

Взлёт ВВКЛА осуществляется вертикально с помощью НВ. После вертикального взлёта и при необходимости фиксации режима висения осуществляются либо необходимые эволюции на малых скоростях полёта (в соответствии с заданием на полёт), либо переход на большие скорости полёта.

Для осуществления необходимых эволюций пилот формирует сигналы управления на входе компьютера ЭДСУ. Компьютер их преобразует в управляющие сигналы устройствами сервоприводов. Продольное и поперечное управление ВВКЛА осуществляется путём изменения циклического шага. Управление ВВКЛА по курсу осуществляется путём изменения дифференциального общего шага НВ и отклонения рулей направления.

Для увеличения скорости ВВКЛА с помощью турбовальных двигателей разгоняют до скорости, при которой подъёмная сила НВ в режиме автожира становится равной весу ВВКЛА. Технология набора скорости с помощью турбовальных двигателей не отличается от технологии набора скорости обычных вертолётов. Затем плоскости крыла, расположенные вдоль фюзеляжа, устанавливают перпендикулярно продольной оси фюзеляжа (рис. 2), включают турбореактивный двигатель, а турбовальные двигатели НВ переводят в режим «малого газа», при котором они не передают врачающий момент на НВ. При этом полёт ВВКЛА переходит в режим автожира на скоростях от 200 км/ч до 350 км/ч. Режим автожира является штатным способом полёта, позволяющим набирать и поддерживать высоту без подключения турбовальных двигателей. НВ в этом режиме вращается от набегающего потока воздуха, а движущей силой ВВКЛА является турбореактивный двигатель. Режим автожира позволяет экономить топливо при полётах на скоростях 200–350 км/ч. Однако при скоростях выше 350 км/ч сила лобового сопротивления воздуха начинает превышать пропульсивную силу турбореактивного двигателя, поэтому для достижения скорости 500 км/ч с помощью турбовальных двигателей создаётся дополнительная пропульсивная сила на ВВКЛА.

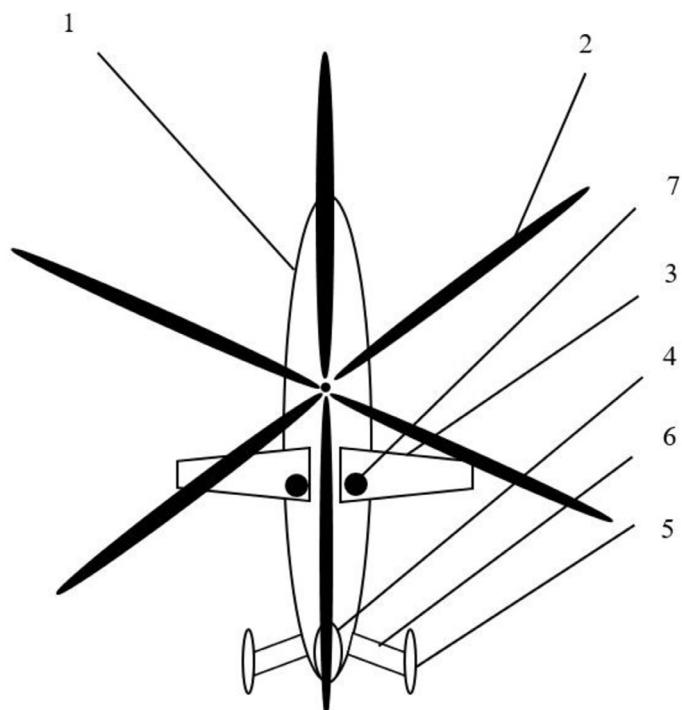


Рис. 2. ВВКЛА с плоскостями крыла, установленными перпендикулярно продольной оси фюзеляжа; цифровые обозначения те же, что на рис. 1

Разгон ВВКЛА осуществляют с положительным углом тангажа, вследствие чего с ростом скорости будет расти подъёмная сила крыла. С целью достижения скорости порядка 500 км/ч турбовальные двигатели на скорости 350 км/ч переводят в режим вращения НВ с угловыми скоростями, при которых линейная воздушная скорость на концах лопастей НВ не превышает 90 % от скорости звука. Создание необходимых оборотов НВ обеспечивает КСУ путём перенастройки частоты вращения выходного вала НВ в зависимости от скорости полёта ВВКЛА. Изменение частоты вращения НВ осуществляется электронным регулятором турбовальных двигателей в зависимости от угловой скорости вращения НВ и скорости полёта ВВКЛА.

В дальнейшем полёт происходит в самолётном режиме, в котором основная подъёмная сила обеспечивается плоскостями крыла. КСУ в этом режиме осуществляет управление ВВКЛА с помощью органов управления, расположенных на плоскостях крыла и хвостовом оперении.

Для посадки ВВКЛА на скоростях полёта от 200 км/ч до 350 км/ч турбовальные двигатели переключают в рабочий режим, при котором они врачают НВ, выключают турбореактивный двигатель, при этом ВВКЛА осуществляет посадку с помощью НВ. Устойчивость ВВКЛА обеспечивается КСУ с помощью органов управления и изменения частоты вращения НВ. При достижении скорости полёта порядка 200 км/ч плоскости крыла устанавливают вдоль фюзеляжа. Конструкция ВВКЛА позволяет проводить посадку как в вертолётном режиме, так и в самолётном режиме путём обеспечения режимов посадки с помощью НВ [4].

Таким образом, при взлёте, посадке и на скоростях полёта до 200 км/ч движущей силой ВВКЛА являются турбовальные двигатели, которые врачают НВ. В этих режимах полёта плоскости крыла расположены вдоль фюзеляжа (рис. 1) и не препятствуют потоку воздуха, создаваемому НВ при взлёте, посадке и на скоростях полёта до 200 км/ч.

На скоростях от 200 км/ч до 350 км/ч полёт ВВКЛА происходит в режиме автожира. Движущей силой в этом случае является турбореактивный двигатель.

Для достижения скоростей порядка 500 км/ч используется пропульсивная сила как турбореактивного двигателя, так и турбовальных двигателей.

Контроль величины линейной воздушной скорости на концах лопастей НВ осуществляет КСУ в автоматическом режиме.

Возможность осуществления такой конструкции рассмотрим на примере вертолёта соосной схемы с взлётной массой 7000 кг, в конструкции которого предлагается использовать турбовальные двигатели и НВ с характеристиками, аналогичными характеристикам двигателей и НВ вертолёта Ка-32. В качестве турбореактивного двигателя при расчётах используем параметры турбореактивного двигателя АЛ-55.

Согласно [5] максимальная взлётная масса вертолёта Ка-32 равна 11000 кг, при которой он может достигать скорости 260 км/ч.

Максимальная тяга турбореактивного двигателя АЛ-55 составляет 1760 кгс.

Основные параметры крыла ВВКЛА представлены в табл. 1.

Таблица 1

Основные параметры крыла

Характеристика	Величина
Профиль крыла	ЦАГИ С-5-17
Площадь плоскостей крыла ($S_{крыла}$)	$S_{крыла} = 2 \times 2 = 4 \text{ м}^2$ (2 шт.)
Угол установки крыла	4°
Крутка крыла	0
Площадь элерона-закрылка (доля от площади плоскостей крыла)	15 %

Основные параметры оперения ВВКЛА приведены в табл. 2

Таблица 2
Основные параметры оперения

Характеристика	Величина
Площадь горизонтального оперения ($S_{\text{го}}$)	$S_{\text{го}} = 3 \text{ м}^2$
Профиль горизонтального оперения	NACA-4415
Плечо горизонтального оперения от оси вращения НВ	6 м
Угол установки	3°
Площадь рулей высоты (доля от площади горизонтального оперения)	25 % от $S_{\text{го}}$
Площадь вертикального оперения ($S_{\text{бо}}$)	$S_{\text{бо}} = 2 \times 1,6 = 3,2 \text{ м}^2$
Профиль вертикального оперения	NACA-44
Площадь руля направления (доля от площади вертикального оперения)	40 %

В настоящее время только вертолёт S-97 фирмы Sikorsky Aircraft Corporation достигал высоких скоростей. В процессе испытаний его скорость составила 444 км/ч при массе 5000 кг. Вертолёт S-97 имеет соосную схему НВ, что позволяет сравнить его по подъёмной силе с вертолётом Ка-32. При постоянной подъёмной силе 5000 кгс и скорости 444 км/ч воздушная скорость лопастей НВ вертолёта S-97 остаётся меньше скорости звука, что исключает их поломку.

Расчёты показывают, что при массе вертолёта 7000 кг с помощью плоскостей крыла достаточно скомпенсировать 2000 кг, для того, чтобы достичь скорости порядка 500 км/ч без опасности поломки лопастей НВ.

Подъёмная сила крыла (Y) рассчитывается по формуле [6]:

$$Y = C_y \frac{\rho V^2}{2} S_{\text{крыла}},$$

где C_y – коэффициент подъёмной силы крыла; ρ – плотность воздуха, кг/м³; V – истинная воздушная скорость ВВКЛА, м/с; $S_{\text{крыла}}$ – площадь плоскостей крыла, м².

Произведение коэффициента подъёмной силы крыла на плотность воздуха приблизительно равно 1 кг/м³, поэтому при $V=100$ м/с и $S_{\text{крыла}}=4 \text{ м}^2$ $Y \approx 20000$ н или 2000 кгс.

Таким образом, на вертолёте с рассматриваемыми характеристиками достаточно установить крыло с плоскостями двухметровой длины и общей площадью 4 м², чтобы исключить поломку лопастей НВ при скорости полёта порядка 500 км/ч.

Характеристики вертолёта Ка-32 показывают, что его НВ обеспечивают вертолёту с массой 7000 кг взлёт и полёт со скоростью порядка 250 км/ч. Согласно [7] вертолёт с выбранными параметрами при приборной скорости 200 км/ч в режиме автожира имеет подъёмную силу порядка 8000 кгс. Таким образом при скорости около 200 км/ч в рассматриваемом ВВКЛА возможен переход на режим автожира.

Согласно [8] площадь лобового сопротивления $S_{\text{лоб}}$ вертолётов составляет приблизительно 2 м². Силу лобового сопротивления ВВКЛА ($F_{\text{сопр}}$) при $V=139$ м/с (500,4 км/ч) и $S_{\text{лоб}}=2 \text{ м}^2$ можно подсчитать по формуле [9]:

$$F_{\text{сопр}} = \frac{\rho V^2}{2} S_{\text{лоб}} = 2314 \text{ [кгс].}$$

При этом максимальная тяга турбореактивного двигателя АЛ-55 составляет 1760 кгс, а пропульсивная тяга турбовальных двигателей вертолёта Ка-32 – около 1000 кгс. Их суммарное действие превышает сопротивление воздуха, что позволяет достичь скорости 500 км/ч.

Рассмотренный пример подтверждает возможность создания ВВКЛА массой 7000 кг, достигающего в полёте скорости порядка 500 км/ч при экономии энергетических затрат за счёт того, что на скоростях до 200 км/ч крыло не препятствует потоку воздуха НВ создавать подъёмную силу.

Заключение

Возможность поворота в ВВКЛА плоскостей крыла вдоль фюзеляжа и перпендикулярно продольной оси фюзеляжа способствует увеличению скорости полёта, повышению грузоподъёмности ВВКЛА и позволяет снизить количество потребляемого топлива.

Увеличение скорости полёта ВВКЛА достигается за счёт того, что плоскости крыла за счёт тяги двигателей на скоростях от 200 км/ч до 500 км/ч создают дополнительную подъёмную силу, которая позволяет уменьшить до необходимых величин угловую скорость НВ и исключить поломку лопастей. Эта же дополнительная подъёмная сила даёт увеличение грузоподъёмности ВВКЛА.

Уменьшение энергетических затрат, необходимых для повышения скорости полёта ВВКЛА, достигается за счёт установки плоскостей крыла 3 вдоль фюзеляжа на взлёте, посадке и на скоростях полёта до 200 км/ч. В этом положении плоскости крыла не тормозят поток воздуха от НВ, что позволяет увеличить подъёмную силу ВВКЛА и уменьшить потребление топлива турбовальных двигателей. Кроме того, уменьшение энергетических затрат достигается за счёт перевода турбовальных двигателей на скоростях от 200 км/ч до 350 км/ч в режим «малого газа», при котором турбовальные двигатели потребляют меньше топлива, чем в рабочем режиме.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Automated rotating tail rotor control. USA Patent US 2015053815, B64C19/00, B64C27/82, 26.02.2015.
2. Rotocraft rotor and propeller speed. USA Patent US 2017275014, B64C27/10, B64C27/14, B64D35/06, F16H37/02, 28.09.2017.
3. Михеев С. В., Носов С. В., Петросян Э. А. Скоростной комбинированный вертолёт (винтокрыл): пат. RU 168554 U1, B64C27/22 // Изобретения. Полезные модели. № 4. 2017.
4. Бурмистров В. П. Пилотажно-навигационное оборудование легкого многоцелевого вертолёта Ка-226Т. Москва: Сам Полиграфист, 2016. 431 с.
5. Петросян Э. А. Аэродинамика соосного вертолёта. Казань: Полигон-Пресс, 2004. 816 с.
6. Бирюк В. В., Благин Е. В., Лысенко Ю. Д., Угланов Д. А. Аэродинамика и самолётостроение. Самара: Издательство Самарского университета, 2018. 180 с.
7. Братухин И. П. Автожиры. Теория и расчёт. Москва: Госмашметиздат, 1934. 111 с.
8. Серов И. А. Некоторые связи аэродинамических и транспортных характеристик вертолётов // Труды ЦАГИ. 1982. Вып. 2159. С. 57–68.
9. Аронин Г. С. Практическая аэродинамика. Москва: Воениздат, 1962. 384 с.

References

1. Automated rotating tail rotor control. USA Patent US 2015053815, B64C19/00, B64C27/82, 26.02.2015.

2. Rotocraft rotor and propeller speed. USA Patent US 2017275014, B64C27/10, B64C27/14, B64D35/06, F16H37/02, 28.09.2017. Patent US 2017275014, B64C27/10, B64C27/14, B64D35/06, F16H37/02, 28.09.2017.
3. Mikheev S. V., Nosov S. V., Peyrosyan E. A. High-speed combined helicopter (rotocraft): Patent RU 168554 U1, B64C27/22. Inventions. Utility models, no. 4 (2017).
4. Burmistrov V. P. *Flight Control and Navigation Equipment of Light Utility Helicopter Ka-226T*. Moscow, Sam Poligraphist, 2016, 431 p. (In Russ.)
5. Petrosyan E. A. *Aerodynamics of Coaxial Helicopter*. Kazan, Poligon-Press, 2004, 816 p. (In Russ.)
6. Biryuk V. V., Blagin E. V., Lysenko Yu. D., Uglanov D. A. *Aerodynamics and Aircraft Engineering*. Samara, Samara University Press, 180 p. (In Russ.)
7. Bratukhin I. P. *Autogyros. Theory and Calculation*. Moscow, Gosmashmetizdat Publ., 1934, 111 p. (In Russ.)
8. Serov I. A. Some Connections of Aerodynamic and Transport Characteristics of Helicopters. *TsAGI Science Journal*, 1982, iss. 2159, pp. 57–68. (In Russ.)
9. Aronin G. S. *Practical Aerodynamics*. Moscow, Voenizdat, 1962, 384 p. (In Russ.)

Информация об авторах

Бурмистров Владимир Петрович, доктор технических наук, профессор, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия; главный специалист, Национальный центр вертолётостроения имени М. Л. Миля и Н. И. Камова, пгт. Томилино, Московская область, Россия, v.burmistrov@nhcmk.ru

Чобан Василий Мильевич, кандидат технических наук, директор – главный конструктор, Национальный центр вертолётостроения имени М. Л. Миля и Н. И. Камова, пгт. Томилино, Московская область, Россия, v.choban@nhcmk.ru

Authors information

Burmistrov Vladimir P., Doctor of Sciences (Engineering), Professor, Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia; Chief Specialist, National Helicopter Center Mil&Kamov, Tomilino, Moscow Region, Russia, v.burmistrov@nhcmk.ru

Choban Vasiliy M., Candidate of Sciences (Engineering), Director and Chief Designer, Scientific Research National Helicopter Center Mil&Kamov, Tomilino, Moscow Region, Russia, v.choban@nhcmk.ru

Статья поступила в редакцию 04.07.2025; одобрена после рецензирования 19.11.2025; принята к публикации 25.11.2025.
The article was submitted 04.07.2025; approved after reviewing 19.11.2025; accepted for publication 25.11.2025.

Обзорная статья
УДК 629.735.017.1

ФУНКЦИОНАЛЬНЫЙ МОДУЛЬ СЕРТИФИКАЦИИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ НА ОСНОВЕ ИНТЕГРИРОВАННОЙ ПЛАТФОРМЫ СОПРОВОЖДЕНИЯ ИХ ЛЁТНОЙ И ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Ю. М. ЧИНЮЧИН¹, И. Г. КИРПИЧЕВ^{1,2}, А. А. КУЛЕШОВ^{1,2}, Д. В. ПЕТРОВ³

¹Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия

²Научно-производственное предприятие «Аэросила», Ступино, Московская область, Россия

³ООО «Примум технологии», Химки, Московская область, Россия

Аннотация. Лётная годность каждого экземпляра воздушного судна является объектом постоянного контроля со стороны авиационной власти государства его регистрации. Требования к поддержанию лётной годности установлены в документах ИКАО и включены в авиационные правила государства регистрации. Там же определён порядок и объём требований к участникам процессов поддержания лётной годности, которыми являются разработчик, государство разработчика, государство регистрации, эксплуатант, организация по управлению поддержанием лётной годности, организация по техническому обслуживанию воздушного судна. В настоящее время в условиях внедрения цифровых технологий в большинство процессов авиатранспортной деятельности назрела необходимость формирования единого цифрового информационного пространства для всех участников процесса поддержания лётной годности. При этом появляется возможность обеспечения непрерывного мониторинга состояния воздушного судна и контроля его лётной годности за счёт интеграции существующих информационных пространств участников процесса.

Ключевые слова: лётная годность, регистрация воздушного судна, информационная система, эксплуатационная документация, эксплуатант, разработчик, организация по техническому обслуживанию

Для цитирования: Чинючин Ю. М., Кирпичев И. Г., Кулешов А. А., Петров Д. В. Функциональный модуль сертификации воздушных судов на основе интегрированной платформы сопровождения их лётной и технической эксплуатации // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2025. № 53. С. 112–120.

A FUNCTIONAL MODULE FOR AIRCRAFT CERTIFICATION BASED ON AN INTEGRATED SUPPORT PLATFORM FOR THEIR FLIGHT AND TECHNICAL OPERATION

YU. M. CHINYUCHIN¹, I. G. KIRPICHEV^{1,2}, A. A. KULESHOV^{1,2}, D. V. PETROV³

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

²Research and Production Enterprise “Aerosila”, Stupino, Moscow Region, Russia

³Primum Technologies, Khimki, Moscow Region, Russia

Abstract. The airworthiness of each instance of an aircraft is a subject to continuous monitoring by the aviation authority of the state of its registration. The requirements for maintaining airworthiness are set in ICAO documents and are implemented through the aviation rules of the states of registration. They also define the procedure and scope of requirements for participants in the airworthiness maintenance processes – for

the developer, the state of the developer, the state of registration, the operator, the airworthiness maintenance management organization and the aircraft maintenance organization. In the context of the introduction of digital technologies in most processes of air transport activities, there is a need to form a unified digital environment for all participants. At the same time, it becomes possible to ensure continuous monitoring by integrating the existing digital environments of the participants in the process.

Keywords: airworthiness, aircraft registration, information system, operational documentation, operator, developer, maintenance organization

For citation: Chinyuchin Yu. M., Kirpichev I. G., Kuleshov A. A., Petrov D. V. A functional module for aircraft certification based on an integrated support platform for their flight and technical operation. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2025, no. 53, pp. 112–120. (In Russ.)

Введение

Эксплуатант несёт ответственность за непрерывное соответствие состояния ВС требованиям сертификата лётной годности (СЛГ) [1]. В настоящее время процесс сертификации экземпляра воздушного судна (ВС) осуществляется в бумажном виде, что, во-первых, требует значительного времени на сбор и оформление доказательной документации, во-вторых, имеет дискретный характер с периодичностью один-два года. За это время ВС претерпевает значительные изменения в своих эксплуатационно-технических характеристиках. Однако уполномоченный орган государства, ответственный за поддержание лётной годности (ПЛГ), не всегда владеет актуальной информацией о действительном состоянии экземпляра ВС в эксплуатации до момента окончания срока действия СЛГ или момента плановой/внеплановой инспекционной проверки эксплуатанта.

В этой связи несовершенство действующих механизмов взаимосвязи эксплуатанта с разработчиком/изготовителем каждого экземпляра ВС может отрицательно влиять на качество и своевременность подготовки разработчиком/изготовителем бюллетеней, направленных на повышение надёжности при эксплуатации типа ВС, что непосредственно связано с обеспечением безопасности полётов.

Действующая система сертификации экземпляра ВС и её недостатки

В соответствии с Воздушным кодексом¹ РФ (Статья 35, п. 1) «Лётная годность беспилотной авиационной системы и (или) её элемента, гражданского воздушного судна, авиационного двигателя, воздушного винта – состояние беспилотной авиационной системы и (или) её элемента, гражданского воздушного судна, авиационного двигателя, воздушного винта, при котором они соответствуют типовой конструкции или характеристикам, установленным актом оценки воздушного судна на его соответствие требованиям к лётной годности и требованиям в области охраны окружающей среды от воздействия деятельности в области авиации, и способны обеспечивать их безопасную эксплуатацию».

Такое определение лётной годности (ЛГ) ВС следует понимать как его техническое состояние, определяемое комплексной характеристикой ВС, предусматривающей реализацию в его конструкции принципов и технологических решений, направленных на обеспечение безопасных полётов в ожидаемых условиях и при установленных методах эксплуатации.

В соответствии с Воздушным кодексом РФ (Статья 37.2, п. 1) «Поддержание лётной годности – совокупность процессов, обеспечивающих соответствие беспилотных авиационных систем и (или) их элементов, гражданских воздушных судов, авиационных двигателей, воздушных

¹ Воздушный кодекс Российской Федерации от 19.03.1997 № 60-ФЗ (ред. от 31.07.2025).

винтов требованиям к лётной годности и к охране окружающей среды и поддержание беспилотных авиационных систем и (или) их элементов, гражданских воздушных судов, авиационных двигателей, воздушных винтов в состоянии, соответствующем требованиям эксплуатационной документации и воздушного законодательства Российской Федерации, на протяжении срока их службы».

Практически под ПЛГ ВС следует понимать совокупность всех мероприятий, гарантирующих, что в любой момент своего назначенного срока службы ВС соответствует действующим требованиям ЛГ (сертификационного базиса) и его состояние обеспечивает безопасную эксплуатацию [1, 2].

Соответствие требованиям ЛГ, которые устанавливаются государством регистрации, подтверждается выдачей СЛГ на каждый экземпляр ВС (ЭВС), находящийся в эксплуатации [3].

Согласно действующим требованиям российских Федеральных авиационных правил (ФАП), часть 145², ВС допускается к эксплуатации при наличии СЛГ гражданского ВС, выданного на основании сертификата типа ВС, аттестата о годности к эксплуатации либо иного акта об утверждении типовой конструкции гражданского ВС.

Чикагской конвенцией о международной гражданской авиации определена стройная система выдачи-продления СЛГ экземпляра ВС, которой обязаны придерживаться все государства – члены Международной организации гражданской авиации (ИКАО) [4].

На рис. 1 представлена схема системы сертификации экземпляра ВС, закреплённая в документах ИКАО и реализованная в нормативно-правовых документах Российской Федерации как одной из договаривающихся сторон (члена ИКАО).

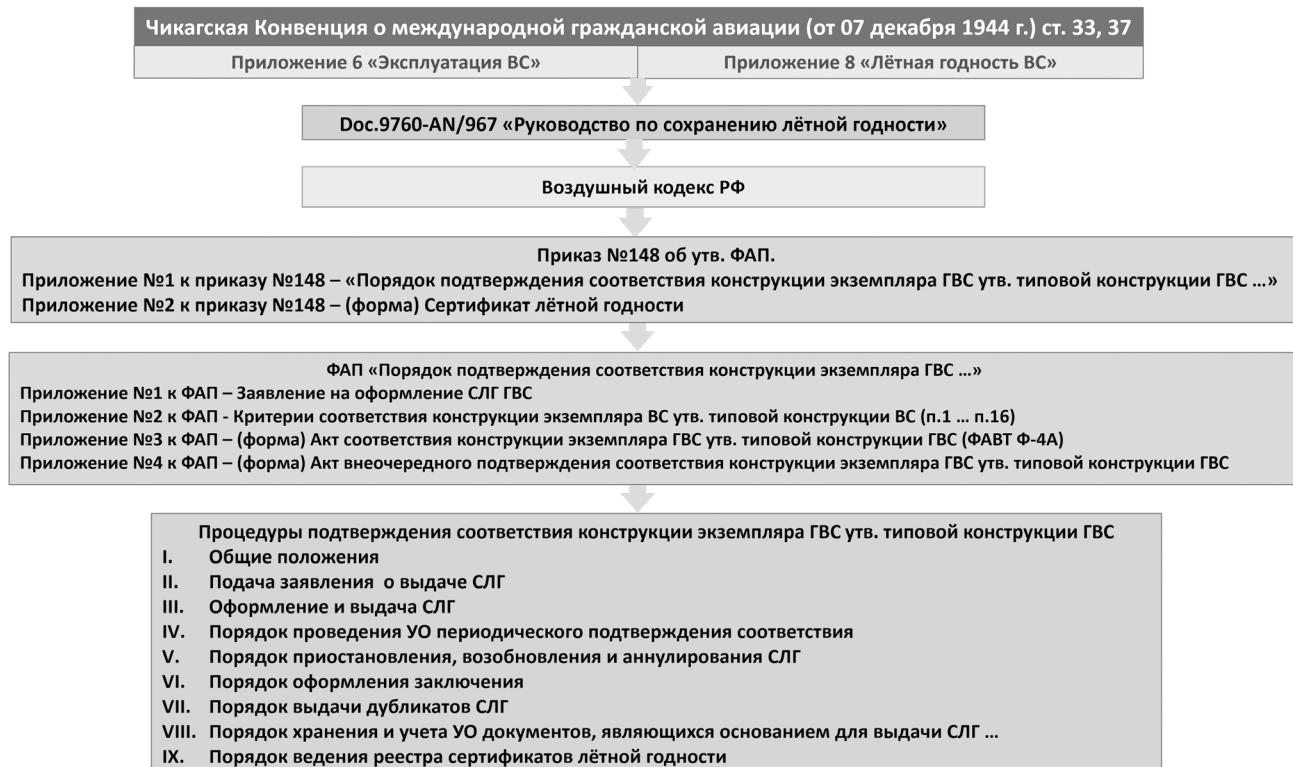


Рис. 1. Система сертификации экземпляра ВС

² Приказ Министерства транспорта Российской Федерации от 18.10.2024 № 367. Об утверждении Федеральных авиационных правил «Техническое обслуживание подлежащих обязательной сертификации беспилотных авиационных систем и (или) их элементов, гражданских воздушных судов, авиационных двигателей, воздушных винтов, за исключением лёгких, сверхлёгких гражданских воздушных судов, не осуществляющих коммерческих воздушных перевозок и авиационных работ. Часть 145».

Как видно из представленной на рис. 1 схемы, процесс сертификации является многосту-
пенчатым. В нём принимают участие эксплуатант ВС, разработчик/изготовитель ВС, авиационная
власть и аккредитованный ею сертификационный центр, являющийся экспертурной организацией.
Руководящие документы, необходимые для выдачи СЛГ, формируются на основании правовых
актов и документов, согласованных с требованиями положений Чикагской конвенции.

В документах ИКАО: DOC 9760 [5, часть III, гл. 4], Приложении 8 к Конвенции о между-
народной гражданской авиации [6, гл. 3], Воздушном кодексе РФ (ст. 67), ФАП, часть 145, т. е.
по всей иерархической системе нормативного регулирования закреплено требование о наличии
СЛГ ВС.

Ответственность за поддержание ВС в состоянии ЛГ возлагается на эксплуатанта (авиа-
компанию, собственника ВС – для авиации общего назначения). Процесс ПЛГ включает в себя
техническое обслуживание (ТО), ведение производственной и эксплуатационной документации,
учёт наработки по ВС в целом и его компонентам, своевременное выполнение бюллетеней про-
мышленности и авиационных директив в части, касающейся внеплановых проверок технического
состояния ВС и т. д. [5, 6].

В числе важнейших условий при сертификации экземпляра ВС является определение
выполненных эксплуатантом требований нормативно-правовой, эксплуатационной и организа-
ционно-распорядительной (карты наряда и т. д.) документации.

В состав нормативно-правовой документации в Российской Федерации входят: Воздушный
кодекс РФ, постановления правительства, приказы Министерства транспорта (ФАП) и докумен-
тация ИКАО, если на неё есть прямые ссылки.

В состав эксплуатационной документации входит типовая документация (руководство
по лётной эксплуатации, руководство по технической эксплуатации и т. д.) и пономерная до-
кументация (формуляры, паспорта и т. д.) на каждый экземпляр ВС, бюллетени, директивы ЛГ.

Организационно-распорядительная документация определяет порядок планирования работ
по ПЛГ ВС, учёта и отчётности при выполнении работ по ТО ВС.

Учитывая значительный объём указанных видов документации, процесс сертификации
экземпляра ВС является достаточно трудоёмким и требует высокой профессиональной квали-
фикации персонала.

Процедуры контроля и мониторинга ЛГ ВС в России за последние годы постоянно совер-
шенствовались [7] и претерпели значительные изменения, что отражалось введением в действие
новых нормативных документов. На рис. 2 показана ретроспектива ключевых документов про-
цесса ПЛГ экземпляра ВС.

С целью совершенствования процессов ведения эксплуатационной и организационно-
распорядительной документации в современных условиях широко применяются цифровые
методы управления базами данных. Участники сертификации экземпляра ВС и процесса ПЛГ
всё больше используют специализированные цифровые платформы, которые в значительной
степени автоматизируют их работу [8].

Следует констатировать, что в настоящее время не существует внедрённых в промыш-
ленную эксплуатацию систем, которые бы посредством программного обеспечения (ПО), раз-
работанных стандартов и процедур обмена данными могли бы объединить локальные системы
разработчиков авиационной техники (АТ), авиационной власти, эксплуатанта и организаций по
ТО для решения задач непрерывного мониторинга ЛГ каждого экземпляра ВС, находящегося
в эксплуатации.

На рис. 3 показаны взаимосвязи участников и контролируемых ими баз данных, относя-
щихся к процессам мониторинга ЛГ и продления СЛГ в соответствии с действующей норма-
тивно-правовой документацией.

Инициатором подачи заявки на сертификацию экземпляра ВС после приобретения является
эксплуатант (собственник) ВС, который подаёт заявку в уполномоченный орган (Росавиацию).

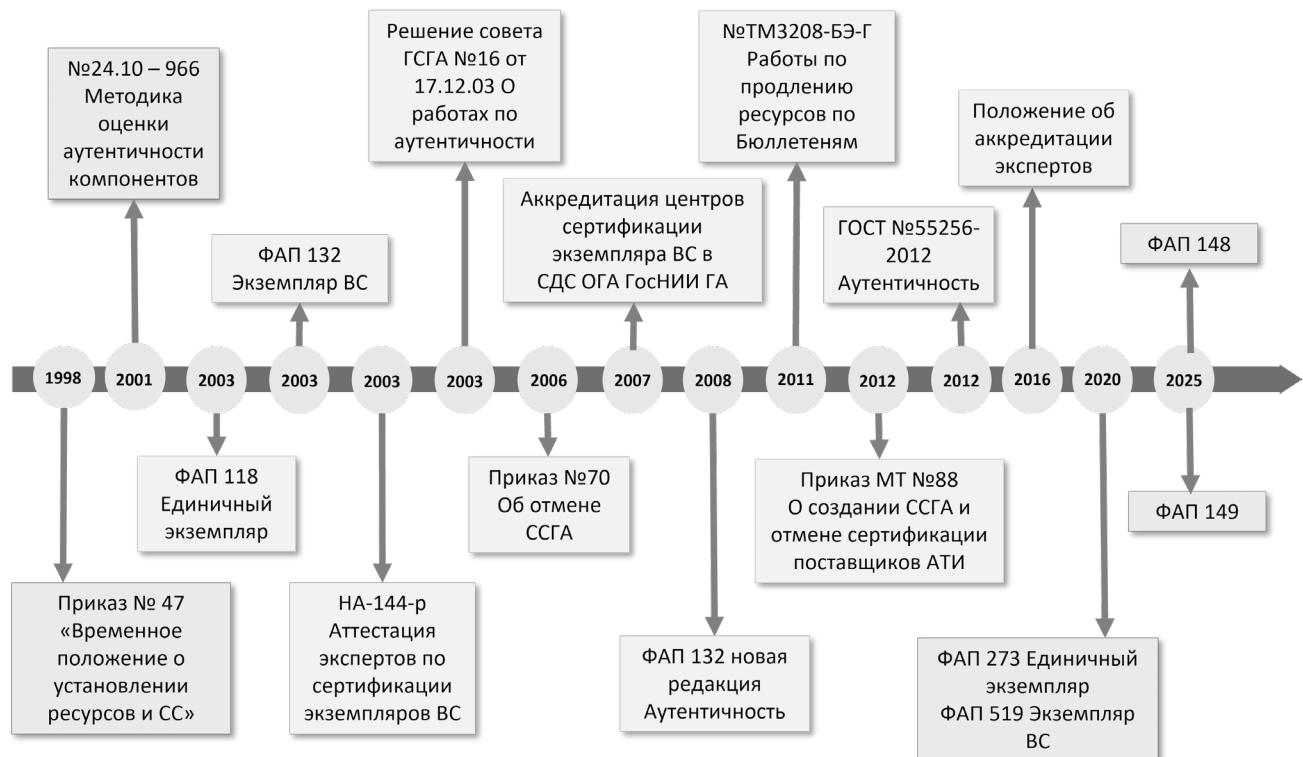


Рис. 2. Процедуры контроля ЛГ экземпляра ВС



Рис. 3. Цифровые методы мониторинга лётной годности ВС

Уполномоченный орган в определённые регламентом его работы сроки направляет в Центр сертификации (ЦС) материалы для проведения работ по сертификации экземпляра ВС, далее ЦС готовит заключение на основании данных, предоставляемых эксплуатантом ВС.

Для сбора актуальной и корректной доказательной документации эксплуатант ведёт в своей информационной системе учёт наработок ВС и его агрегатов, выполненных работ по плановому и внеплановому ТО, выполнению бюллетеней и авиационных директив [4].

Взаимодействуя с разработчиком и изготовителем каждого эксплуатируемого типа ВС, эксплуатант обменивается с ними данными, получая от разработчика и изготовителя актуальную эксплуатационную документацию, бюллетени, а также инженерную поддержку, передавая им данные об использовании ВС и его компонентов в период эксплуатации, данные об изменениях в конфигурации ВС, используемые программы ТО, данные по отказам и повреждениям АТ [9].

Мониторинг лётной годности ВС

Для повышения достоверности и качества работ по сертификации экземпляра ВС необходим непрерывный мониторинг на протяжении всего жизненного цикла ВС (процессов создания и ПЛГ ВС) [9].

При решении данной задачи, применительно к каждому экземпляру ВС, в рамках предлагаемой Многофункциональной интегрированной платформы сопровождения эксплуатации АТ (МИП) [4] в соответствии с требованиями нормативно-правовой документации в полном объёме формируется необходимый объём данных о состоянии ВС в реальном времени за счёт интеграции информации, получаемой из баз данных всех участников процессов создания и эксплуатации АТ.

Обмен данными между организациями – участниками процессов создания и эксплуатации АТ и субъектами МИП целесообразно проводить по децентрализованной схеме – без центрального сервера, хранящего весь объём собранной информации, что позволит:

- исключить риск недоступности данных для всех участников единого информационного пространства;

- упростить внедрение модулей обмена данными, исключив риторику о легитимности технического оператора системы и об ответственности за их хранение [10];

- обеспечить актуальность и достоверность передаваемых данных. В информационном пространстве МИП должны циркулировать только данные, объём и периодичность предоставления которых регламентируется действующими нормативными актами. Каждому субъекту будет понятно, кому и для чего он передаёт свои данные, а ответственность за их полноту и своевременное предоставление другому субъекту не будет вызывать сомнения в их объективности.

Интеграция организаций в единое информационное пространство сопровождения структурных компонентов системы лётной и технической эксплуатации АТ (СЭАТ) не должна вызывать проблем, так как в системе учтены все функциональные модули МИП, и обмен данными производится штатными средствами МИП с использованием собственных форматов и протоколов [11].

В случаях, когда организация уже использует информационную систему, функциональность которой ей достаточна и замена которой нецелесообразна, оптимальным решением является установка модуля обмена данных, позволяющего экспорттировать и импортировать данные для существующей информационной системы организации в общепринятых форматах, например, XML. Если же доработка информационной системы организации для автоматического обмена данных не представляется возможной, то остаётся вариант импорта и экспорта данных вручную.

Возможные варианты передачи данных представлены на рис. 4. Информационными хабами, собирающими данные от эксплуатантов ВС через интернет, могут служить веб-серверы заводов-изготовителей, заинтересованных в получении данных о состоянии своих изделий. В этом случае импорт данных логично организовать как одну из функций веб-портала сопровождения процессов создания и технической эксплуатации изделий АТ конкретного производителя.

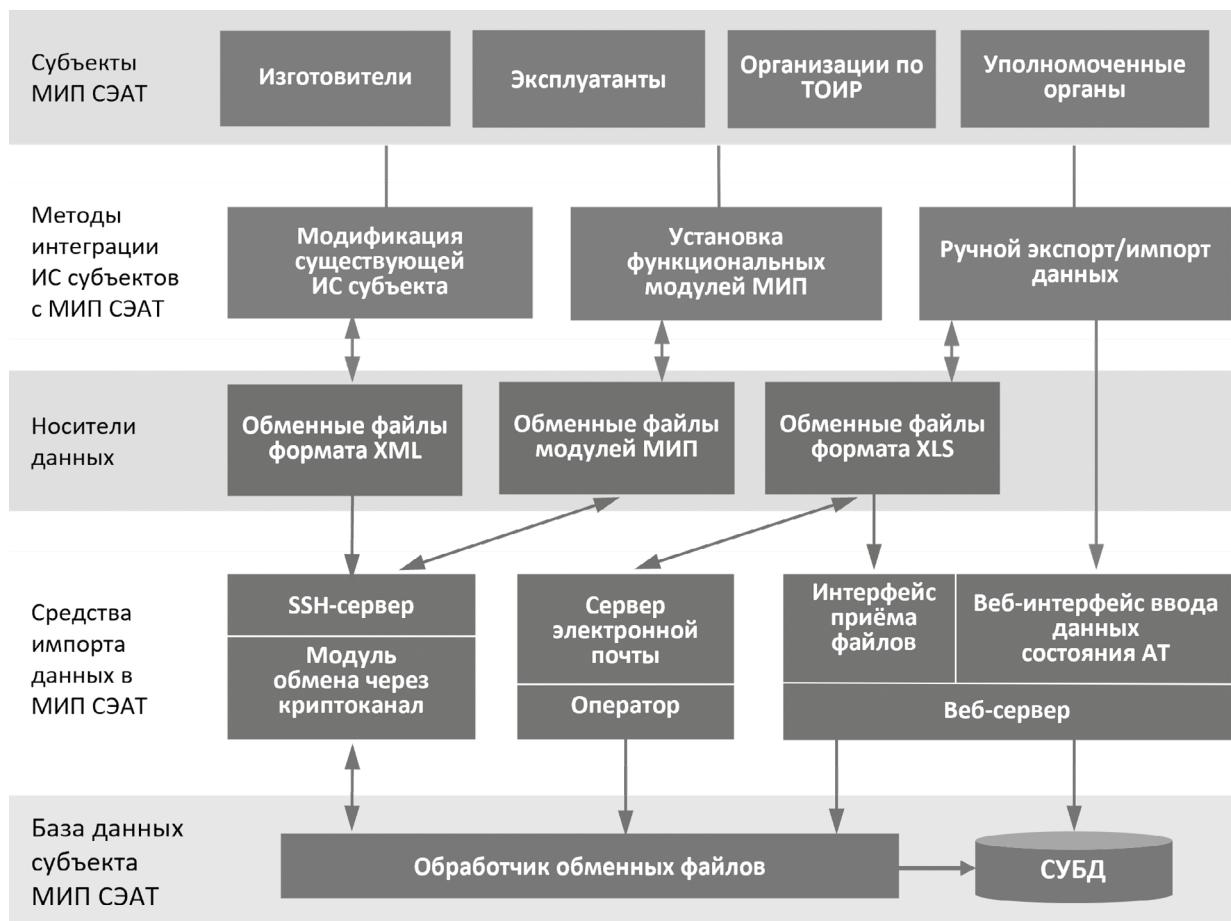


Рис. 4. Возможные методы передачи данных в МИП

Заключение

В целях обеспечения безопасности полётов и соблюдения рекомендаций ИКАО, оптимизация процедур сертификации и надзора за ЛГ ВС целесообразно обеспечить внедрение цифровых методов мониторинга лётной годности ВС. С учётом уровня внедрения цифровых технологий в предприятиях авиационной промышленности, у эксплуатантов АТ и авиационной власти РФ такая задача реализуема.

Примером такой реализации являются решения в рамках МИП, интегрирующей информацию из баз данных участников процесса сертификации экземпляра ВС согласно многосторонним соглашениям, обеспечивая непрерывный мониторинг и контроль состояния каждого экземпляра ВС, с фактическим отражением состояния ЛГ ВС в режиме реального времени [4].

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Чинючин Ю. М. Лётная годность воздушных судов в системе управления безопасностью полётов: монография. Москва; Вологда: Инфра-Инженерия, 2024. 188 с.
2. Ицкович А. А., Файнбург И. А., Алексанян А. Р. Методологические аспекты программного управления процессами поддержания лётной годности воздушных судов // Научный вестник МГТУ ГА. 2015. № 219. С. 12–19.

3. Рухлинский В. М. Государственное регулирование деятельности гражданской авиации России в сфере требований ИКАО. Москва: МАК, 2014. 12 с.
4. Кирпичев И. Г., Петров Д. В., Чинючин Ю. М. Многофункциональная интегрированная платформа сопровождения технической эксплуатации воздушных судов // Научный вестник МГТУ ГА. 2020. Т. 23. № 6. С. 28–39. <https://doi.org/10.26467/2079-0619-2020-23-6-28-39>
5. ИКАО Doc 9760. Руководство по лётной годности. Издание 4. ИКАО, 2020. 468 с.
6. Приложение 8 к Конвенции о международной гражданской авиации. Лётная годность воздушных судов. Издание 13. Монреаль: ИКАО, 2022. 378 с.
7. Кирпичев И. Г., Кулешов А. А., Шапкин В. С. Основы стратегии формирования конкурентных преимуществ российской авиационной техники на современном этапе. Москва: НЦ ПЛГВС, 2006. 286 с.
8. Ступаков В. Я. Автоматизация управления техническим состоянием авиационной техники, поддержания и сохранения лётной годности воздушных судов, обеспечения безопасности полётов // Современная наука: актуальные проблемы теории и практики. Серия: Естественные и технические науки. 2022. № 11. С. 165–168.
9. Кирпичев И. Г., Кулешов А. А., Шапкин В. С. Основы построения и функционального развития информационно-аналитической системы мониторинга жизненного цикла компонентов воздушных судов. Москва: ГосНИИ ГА, 2008. 288 с.
10. Алексанян А. Р., Ицкович А. А., Файнбург И. А. Метод интегрированной логистической поддержки формирования процедур поддержания лётной годности воздушных судов // Научный вестник МГТУ ГА. 2014. № 205. С. 22–27.
11. Кесель Б. А., Кесель Л. Г. Решение задачи поддержания лётной годности объектов авиационной техники на структурном уровне // Вестник Казанского государственного технического университета им. А. Н. Туполева. 2020. Т. 76. № 1. С. 66–71. <https://eLIBRARY.ru/MAROQP>

References

1. Chinyuchin Yu. M. *Airworthiness of Aircraft in the Flight Safety Management System: Monograph*. Moscow, Vologda, Infra-Inzheneriya Publ., 2024, 188 p. (In Russ.)
2. Itskovich A. A., Fainburg I. A., Aleksanyan A. R. Methodological aspects of software processes management of the airworthiness of aircraft. *Civil Aviation High Technologies*, 2015, no. 219, pp. 12–19. (In Russ.)
3. Rukhlinskiy V. M. *State Regulation of Civil Aviation Activities of Russia in the Field of ICAO Requirements*. Moscow, IAC Publ., 2014, 12 p. (In Russ.)
4. Kirpichev I. G., Petrov D. V., Chinyuchin Yu. M. Multi-functional integrated technical support platform of aircraft maintenance. *Civil Aviation High Technologies*, 2020, vol. 23, no. 6, pp. 28–39. (In Russ.) <https://doi.org/10.26467/2079-0619-2020-23-6-28-39>
5. ICAO Doc 9760. Airworthiness Manual. Fourth Ed. ICAO, 2020, 420 p.
6. Annex 8 to the Convention on International Civil Aviation. Airworthiness of Aircraft. Thirteenth Ed., Montreal, ICAO, 2022, 346 p.
7. Kirpichev I. G., Kuleshev A. A., Shapkin V. S. *Fundamentals of strategy for forming competitive advantages of Russian Aviation equipment at the present stage*. Moscow, NTS PLGVS Publ., 2006, 286 p. (In Russ.)
8. Stupakov V. Ya. Automation of management of the technical condition of aviation equipment, maintenance and preservation of airworthiness of aircraft, flight safety. *Modern Science: Current Problems of Theory and Practice. Series: Natural and Technical Sciences*, 2022, no. 11, pp. 165–168. (In Russ.)
9. Kirpichev I. G., Kuleshev A. A., Shapkin V. S. Fundamentals of building and functional development of the information-analytical system for monitoring the life cycle of aircraft components. Moscow, GosNII GA Publ., 2008, 288 p. (In Russ.)
10. Aleksanyan A. R., Itskovich A. A., Fainburg I. A. The method of integrated logistics support when forming procedures for maintenance of aircraft airworthiness. *Civil Aviation High Technologies*, 2014, no. 205, pp. 22–27. (In Russ.)

11. Kesel' B. A., Kesel' L. G. Solving the Problem of Maintaining the Airworthiness of Aviation Equipment at the Structural Level. *Bulletin of Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev*, 2020, vol. 76, no. 1, pp. 66–71. (In Russ.)

Информация об авторах

Чинючин Юрий Михайлович, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия, yu.chinyuchin@mstuca.ru

Кирпичев Игорь Геннадьевич, доктор технических наук, профессор кафедры, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия; советник генерального директора, Научно-производственное предприятие «Аэросила», Ступино, Московская область, Россия, ig.kirpichev@gmail.com

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

Петров Дмитрий Владимирович, генеральный директор, ООО «Примум технологии», Химки, Московская область, Россия, petrovbox@gmail.com

Authors information

Chinyuchin Yuriy M., Doctor of Sciences (Engineering), Professor, Professor of Department, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, yu.chinyuchin@mstuca.aero

Kirpichev Igor G., Doctor of Sciences (Engineering), Professor of Department, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia; Advisor to the General Director, Scientific and Production Enterprise “Aerosila”, Stupino, Moscow region, Russia, ig.kirpichev@gmail.com

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

Petrov Dmitry V., General Director, Primum Technologies, Khimki, Moscow Region, Russia, petrovbox@gmail.com

Статья поступила в редакцию 13.11.2025; одобрена после рецензирования 20.12.2025; принята к публикации 26.12.2025.

The article was submitted 13.11.2025; approved after review 20.12.2025; accepted for publication 26.12.2025.

Научная статья
УДК 629.735.015

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ НЕЛИНЕЙНОЙ ДИНАМИКИ И КАРТ ПУАНКАРЕ ДЛЯ АНАЛИЗА ПОЛЁТНЫХ ДАННЫХ И ПРОГНОЗИРОВАНИЯ КРИТИЧЕСКИХ РЕЖИМОВ

Б. И. ОГУНВОУЛ¹, О. Г. ФЕОКТИСТОВА¹, Ю. В. ПОПОВ²

¹Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия

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

Аннотация. В работе представлена методология анализа и прогнозирования критических режимов полёта, основанная на применении методов нелинейной динамики и карт Пуанкаре. Разработана учитывающая нелинейную природу взаимодействия факторов математическая модель динамической системы «экипаж – воздушное судно» в виде системы стохастических дифференциальных уравнений. Предложен алгоритм выявления предвестников неустойчивости на основе анализа топологических свойств карт Пуанкаре с использованием специальных индикаторов (индекс дисперсии, индекс корреляции, индекс рекуррентности). Анализ полётных данных 200 полётов коммерческих воздушных судов показал статистически значимые различия индикаторов между нормальными полётами и полётами с отклонениями от штатных режимов (критерий Манна-Уитни, $p < 0,05$). Результаты анализа реальных данных носят предварительный характер из-за ограниченной выборки и требуют валидации на расширенной выборке данных. Разработанная методология может быть реализована в системах мониторинга полётных данных для раннего предупреждения критических состояний.

Ключевые слова: безопасность полётов, нелинейная динамика, карта Пуанкаре, прогнозирование рисков, критические режимы полёта, стохастические процессы, индикатор неустойчивости

Для цитирования: Огунвоул Б. И., Феоктистова О. Г., Попов Ю. В. Применение методов нелинейной динамики и карт Пуанкаре для анализа полётных данных и прогнозирования критических режимов // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2025. № 53. С. 121–128.

APPLICATION OF NONLINEAR DYNAMICS METHODS AND POINCARÉ MAPS FOR FLIGHT DATA ANALYSIS AND CRITICAL MODE PREDICTION

B. I. OGUNVOUL¹, O. G. FEOKTISTOVA¹, YU. V. POPOV²

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

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

Abstract. The paper presents a methodology for analyzing and forecasting critical flight modes, based on the use of methods of nonlinear dynamics and Poincaré maps. A mathematical model of the crew-aircraft dynamic system in the form of a system of stochastic differential equations is developed, taking into account the nonlinear nature of factor interactions. An algorithm for detecting precursors of instability is proposed based on the analysis of the topological properties of Poincaré maps using special indicators (dispersion index, correlation index, recurrence index). Analysis of flight data from 200 commercial aircraft flights showed statistically significant

differences in indicators between normal flights and flights with deviations from standard modes (Mann-Whitney test, $p<0.05$). Results on real data are preliminary due to limited sample size of deviations and require validation on an extended dataset. The developed methodology can be implemented in flight data monitoring systems for early warning of critical conditions.

Keywords: flight safety, nonlinear dynamics, Poincaré map, risk forecasting, critical flight modes, stochastic processes, instability indicator

For citation: Ogunvoul B. I., Feoktistova O. G., Popov Yu. V. Application of nonlinear dynamics methods and Poincaré maps for flight data analysis and critical mode prediction. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2025, no. 53, pp. 121–128. (In Russ.)

Введение

Безопасность полётов остаётся приоритетным направлением развития гражданской авиации. Согласно статистике ИКАО [1], среди причин авиационных происшествий более 70 % приходится на человеческий фактор. Традиционные методы оценки рисков, основанные на вероятностных подходах и статистическом анализе уже произошедших событий [2], являются по своей природе реактивными и не учитывают нелинейную природу взаимодействия различных факторов в сложной системе «экипаж – воздушное судно».

Современные исследования [3] продемонстрировали, что нелинейные методы достигают коэффициента детерминации $R^2=0,91$ при прогнозировании авиационных происшествий, превосходя традиционные методы на 15–30 %. В работе [4] показана эффективность методов реконструкции фазового пространства и расчёта приближенной энтропии для автоматического распознавания полётных манёвров с точностью 85,5 %. Исследования по прогнозированию сваливания с использованием LSTM-сетей [5] достигли точности >95 % с предупреждением за 10 секунд до активации системы предупреждения о сваливании.

Методы нелинейной динамики и карты Пуанкаре [6, 7] – мощные инструменты анализа сложных динамических систем для выявления скрытых закономерностей и предвестников критических состояний. Применение этих методов в области анализа полётных данных остаётся ограниченным, несмотря на доказанную эффективность в других областях [8].

Целью данного исследования является разработка методологии применения карт Пуанкаре для выявления предвестников неустойчивости в системе «экипаж – воздушное судно», включая математическую модель динамики системы, алгоритмы построения и анализа карт Пуанкаре, а также методы количественной оценки риска возникновения критических режимов полёта.

Теоретические основы

Математическая модель динамической системы

Система «экипаж – воздушное судно» рассматривается как нелинейная динамическая система, описываемая системой стохастических дифференциальных уравнений в форме Ито [9]:

$$d\mathbf{x}(t) = \mathbf{f}(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t)dt + G(\mathbf{x}(t), t)d\mathbf{W}(t), \quad (1)$$

где $\mathbf{x}(t) \in \mathbb{R}^n$ – вектор состояния, включающий параметры движения воздушного судна (ВС) (скорость, высота, углы ориентации) и характеристики состояния экипажа; $\mathbf{u}(t) \in \mathbb{R}^m$ – вектор управляющих воздействий; $\mathbf{f}: \mathbb{R}^n \times \mathbb{R}^m \times \mathbb{R} \rightarrow \mathbb{R}^n$ – нелинейная векторная функция; $G(\mathbf{x}(t), t) \in \mathbb{R}^{n \times p}$ – матрица коэффициентов диффузии; $\mathbf{W}(t) \in \mathbb{R}^p$ – винеровский процесс, характеризующий случайные возмущения; t – время; n – размерность вектора состояния; m – размерность вектора управления; p – размерность случайных возмущений.

Карта Пуанкаре и связь с устойчивостью системы

Карта Пуанкаре представляет собой отображение $P: \Sigma \rightarrow \Sigma$, где Σ – гиперповерхность (сечение) в фазовом пространстве системы, трансверсальная к фазовому потоку [7]. Если траектория системы (1) пересекает сечение Σ в точке \mathbf{x}_k , то $P(\mathbf{x}_k) = \mathbf{x}_{k+1}$ – точка следующего пересечения траектории с сечением.

Согласно классической теории динамических систем [10], локальная устойчивость периодического решения системы (1) эквивалентна устойчивости соответствующей неподвижной точки отображения Пуанкаре P . Это позволяет анализировать устойчивость непрерывных систем через изучение дискретных отображений, что значительно упрощает вычислительную сложность анализа.

Предвестники бифуркаций в стохастических системах

Развивая подходы теории критических переходов в стохастических системах [8], сформулируем следующее утверждение.

Утверждение. При приближении стохастической системы вида (1) к точке бифуркации статистические характеристики карты Пуанкаре (дисперсия, корреляционная размерность) синхронно возрастают, что позволяет использовать их как предвестники критических состояний.

Данное утверждение основывается на том, что вблизи точки бифуркации система становится более чувствительной к возмущениям, что проявляется в увеличении дисперсии траекторий системы и изменении корреляционной структуры точек их пересечения с сечением Пуанкаре.

Методология. Алгоритм построения карт Пуанкаре для полётных данных

Алгоритм построения карт Пуанкаре для полётных данных включает четыре основных этапа.

Первый этап – выбор анализируемых параметров: угол крена ϕ и угловая скорость крена ω_ϕ выбраны как наиболее информативные с точки зрения устойчивости полёта.

Второй этап – определение сечения Пуанкаре: выбрана плоскость $\omega_\phi = 0$ с условием пересечения $d\omega_\phi/dt > 0$, что соответствует моментам перехода угловой скорости крена через нуль в положительном направлении.

Третий этап – построение карты: точки пересечения траектории системы с сечением формируют последовательность (ϕ_k, ϕ_{k+1}) , где ϕ_k и ϕ_{k+1} – значения угла крена в моменты k -го и $(k+1)$ -го пересечений сечения.

Четвёртый этап – расчёт статистических характеристик карты: для полученного множества точек рассчитываются описанные выше индикаторы критических состояний.

На основе сформулированного Утверждения выбраны следующие индикаторы для выявления предвестников критических состояний.

Индекс дисперсии I_D :

$$I_D = \frac{\lambda_1}{\lambda_2},$$

где $\lambda_1 \geq \lambda_2$ – собственные значения матрицы ковариации точек карты Пуанкаре. При приближении к бифуркации происходит потеря устойчивости системы в определённом направлении фазового пространства, соответствующем собственному вектору с наибольшим собственным значением матрицы линеаризации. Это приводит к увеличению дисперсии траекторий вдоль неустойчивого направления, что отражается в росте λ_1 относительно λ_2 и, следовательно, в увеличении I_D .

Индекс корреляции I_C :

$$I_C = \frac{C(\varepsilon, t + \Delta t)}{C(\varepsilon, t)},$$

где $C(\varepsilon, t) = \frac{1}{N^2} \sum_{i,j=1}^N \Theta(\varepsilon - \| \mathbf{x}_i - \mathbf{x}_j \|)$ – корреляционный интеграл [9] для множества точек на карте Пуанкаре, построенной во временном окне $[t - T, t]$; T – длина анализируемого временного окна;

$\Delta t = T/2$ – временной сдвиг, выбранный как половина длины анализируемого окна для обеспечения статистической независимости выборок; $\Theta(x)$ – функция Хевисайда; \mathbf{x}_i и \mathbf{x}_j – точки на карте Пуанкаре; N – общее число точек; $\varepsilon = 0,1\text{std}(\{x_i\})$ – пороговое расстояние, выбранное как 10 % от стандартного отклонения данных на основе рекомендаций для анализа рекуррентных диаграмм [9]. Выбор данного значения обеспечивает баланс между чувствительностью к локальным структурам и устойчивостью к шуму в данных. Рост I_C указывает на изменение корреляционной структуры при приближении к критическому состоянию.

Индекс рекуррентности I_R :

$$I_R = \frac{RR(T, \varepsilon) - RR(T/2, \varepsilon)}{RR(T/2, \varepsilon)},$$

где $RR(T, \varepsilon)$ – вероятность возврата в ε -окрестность за всё время наблюдения T ; $RR(T/2, \varepsilon)$ – вероятность возврата за первую половину времени наблюдения.

Этот показатель непосредственно измеряет вероятность возврата динамической системы в окрестность своих предыдущих состояний, что лучше соответствует концепции рекуррентности. Разность RR на разных временных масштабах (T и $T/2$) позволяет зафиксировать изменение возвратности системы при приближении к критическому режиму.

Результаты и обсуждение

Численное моделирование

Для валидации предложенного метода рассмотрена упрощённая модель поперечной устойчивости ВС, описывающая колебания по крену через производные:

$$\begin{aligned} \frac{d\phi}{dt} &= \omega_\phi + \sigma_\phi \xi_\phi(t); \\ \frac{d\omega_\phi}{dt} &= -a\phi - b\omega_\phi + \mu(\phi - \phi_0)^3 + \sigma_\omega \xi_\omega(t), \end{aligned}$$

где ϕ – угол крена [рад]; ω_ϕ – угловая скорость крена; a, b – аэродинамические коэффициенты; μ – параметр нелинейной аэродинамики; ϕ_0 – равновесное значение угла крена; $\sigma_\phi, \sigma_\omega$ – интенсивности стохастических возмущений; $\xi_\phi(t), \xi_\omega(t)$ – независимые гауссовые белые шумы с нулевым средним и единичной дисперсией.

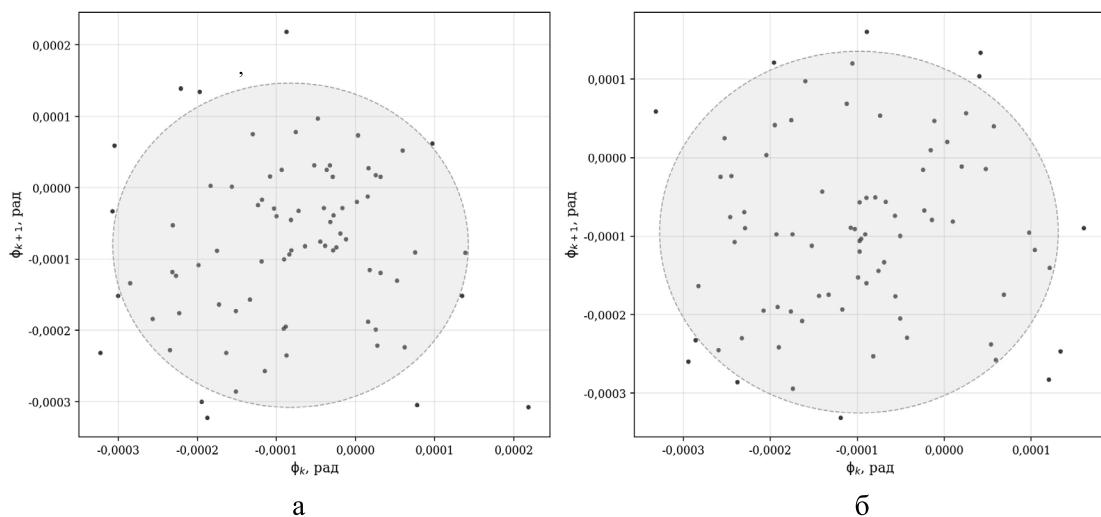


Рис. 1. Карты Пуанкаре для различных значений параметра μ : $\mu/\mu_c=0,5$ – компактное облако точек – а; $\mu/\mu_c=1,5$ – изменение структуры распределения – б

Выбор упрощённой двумерной модели обусловлен необходимостью демонстрации принципиального подхода к построению карт Пуанкаре. Сравнение с более сложными многомерными моделями [5] или данными CFD-моделирования выходит за рамки данного исследования и составляет предмет будущих работ.

При критическом значении $\mu = \mu_c$ система претерпевает бифуркацию Хопфа, при которой состояние равновесия теряет устойчивость и возникает предельный цикл. Следует отметить, что данная упрощённая модель учитывает только поперечную динамику и не отражает влияние продольного движения, что ограничивает её применимость для анализа реальных режимов полёта.

Результаты численного моделирования, представленные на рис. 1, показали, что предложенные индикаторы демонстрируют умеренное увеличение при приближении к точке бифуркации. Индекс дисперсии I_D возрастает с 1,2 до 2,8 при изменении отношения μ/μ_c от 0,5 до 0,98, что качественно подтверждает теоретические предположения.

Анализ реальных полётных данных

Проанализированы данные бортовых регистраторов для 200 полётов коммерческих ВС типа Boeing 737-800, выполнивших рейсы в условиях слабой турбулентности (интенсивность до 2 м/с). Выборка включает 195 нормальных полётов и 5 полётов с зарегистрированными отклонениями от штатных режимов, определяемыми как превышение углом крена значений $\pm 25^\circ$ или отклонения от заданной траектории более чем на 100 м по боковому уклонению. Данные были предоставлены авиакомпанией в рамках программы анализа полётных данных [11]. Для каждого полёта построены карты Пуанкаре на основе данных об угле крена с частотой дискретизации 8 Гц.

Средние значения индикаторов неустойчивости

Тип полёта	I_D	I_C	I_R
Нормальный	$1,8 \pm 0,5$	$1,1 \pm 0,2$	$0,20 \pm 0,08$
С отклонениями	$2,4 \pm 0,6$	$1,25 \pm 0,25$	$0,32 \pm 0,12$

Статистический анализ с использованием непараметрического критерия Манна-Уитни показал значимые различия индикаторов I_D и I_R (таблица, рис. 2) между группами нормальных полётов и полётов с отклонениями ($p < 0,05$, где p – вероятность ошибки первого рода). Необходимо подчеркнуть критические ограничения данного исследования: крайне малая выборка отклонений

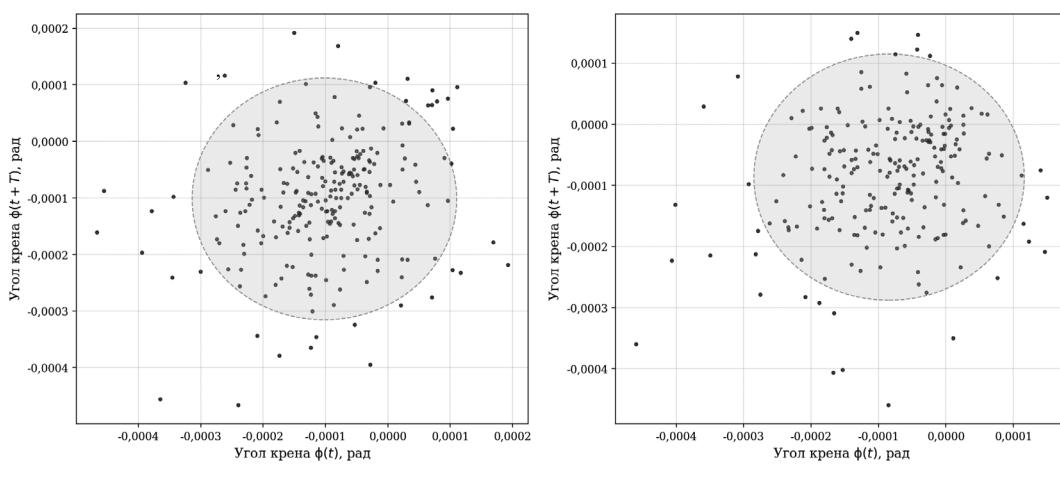


Рис. 2. Карты Пуанкаре на основе данных об угле крена: нормальный полёт – компактное облако точек – а; полёт с отклонениями – увеличение разброса точек и формирование характерной структуры (схематическая реконструкция, фактические графики не приводятся из-за ограничений публикации) – б

($n=5$) не обеспечивает достаточной статистической мощности для надёжных выводов и требует расширения до минимум 20–30 случаев для получения статистически значимых результатов. Отсутствие анализа чувствительности индикаторов к параметрам ε и Δt , а также влияния внешних факторов (турбулентность, тип манёвра) ограничивает обобщаемость полученных результатов.

Характерные карты Пуанкаре для различных типов полётов показаны на рис. 2. Визуально наблюдается увеличение разброса точек для полётов с отклонениями по сравнению с нормальными полётами. Полученные результаты сопоставимы с современными исследованиями [3, 4], где нелинейные методы показывают перспективность при анализе временных рядов авиационных данных.

Практические применения

Предложенный метод может быть реализован в следующих направлениях:

- системы раннего предупреждения: интеграция в существующие бортовые системы мониторинга (например, EGPWS) для предупреждения экипажа о потенциальных рисках в реальном времени с задержкой не более 2–3 секунд;
- анализ полётных данных: использование в наземных системах типа FOQA (Flight Operations Quality Assurance) для выявления скрытых закономерностей и трендов безопасности в рамках программ анализа полётных данных;
- обучение экипажей: применение результатов анализа в авиационных тренажёрах для подготовки лётного состава к распознаванию предвестников критических ситуаций с возможностью моделирования различных сценариев развития событий.

Практическая реализация метода возможна с использованием скользящего временного окна 60–120 секунд и предварительных пороговых значений: $I_D > 2,0$, $I_C > 1,15$, $I_R > 0,25$. Данные пороги требуют калибровки для каждого типа ВС и условий эксплуатации.

Метод демонстрирует определённую устойчивость к кратковременным пропускам данных (до 5–10 % от размера окна), поскольку карты Пуанкаре строятся на дискретных пересечениях траектории с текущей поверхностью. При больших пропусках требуется адаптивная коррекция размера временного окна.

Вычислительная (временная) сложность алгоритма составляет $O(N^2)$ для расчёта корреляционного интеграла, где N – число точек на карте Пуанкаре. При типичных значениях N (50–100) время вычисления составляет ~ 10 –20 мс на современных процессорах, что обеспечивает применимость в реальном времени.

Заключение

Разработанная методология применения карт Пуанкаре для анализа полётных данных представляет новый подход к выявлению предвестников неустойчивости в системе «экипаж – воздушное судно». Основной методологический вклад работы заключается в адаптации классических методов нелинейной динамики к специфике авиационных приложений и разработке количественных индикаторов (I_D , I_C , I_R) для мониторинга состояния динамической системы. Предварительные результаты анализа экспериментальных данных показывают потенциал метода, однако требуют дальнейшей валидации.

Ключевые ограничения исследования включают: критически малую выборку отклонений ($n=5$), что не обеспечивает достаточной статистической мощности; упрощённую математическую модель, не учитывающую связь движений по различным осям; отсутствие анализа чувствительности к шуму и внешним возмущениям. Дальнейшие исследования должны быть направлены на расширение базы экспериментальных данных до статистически значимого объёма (минимум 20–30 случаев отклонений), разработку более полных математических моделей с учётом взаимосвязи продольного и поперечного движения, а также проведение анализа чувствительности методом Монте-Карло для определения оптимальных значений параметров ε и Δt .

Системный анализ ограниченных метода и разработка алгоритмов их компенсации являются предметом отдельных исследований и выходят за рамки данной работы.

Конфликт интересов. Автор заявляет об отсутствии конфликта интересов.

Conflict of interest. The author declares no conflict of interest.

Список источников

1. ICAO Doc 9859. Safety Management Manual. Fourth Ed., 2018, ICAO, 182 p.
2. Button K., Clarke A., Palubinskas G., Stough R., Thibault M. Safety in aviation: accidents, learning and analysis. *Journal of Air Transport Management*, 2004, vol. 10, no. 4, pp. 299–309.
3. Wang L., Chen H., Li S. Nonlinear Time series analysis and prediction of general aviation accidents based on multi-timescales. *Aerospace*, 2023, vol. 10, no. 8, 714.
4. Lu Z., Yang Q., Xie J., Chen W. A general framework for flight maneuvers automatic recognition. *Mathematics*, 2022, vol. 10, no. 7, 1196.
5. Pattinson J., Lowenberg M., Goman M. *LSTM recurrent neural network assisted aircraft stall prediction for enhanced situational awareness*. arXiv:2012.04876 [cs.LG]. <https://doi.org/10.48550/arXiv.2012.04876>
6. Strogatz S. H. *Nonlinear Dynamics and Chaos: With Applications to Physics, Biology, Chemistry, and Engineering*. 2nd ed. Boulder, Westview Press, 2015, 532 p.
7. Takens F. Detecting strange attractors in turbulence. *Lecture Notes in Mathematics*, 1981, vol. 898, pp. 366–381.
8. Анищенко В. С., Астахов В. В., Нейман А. Б., Вадивасова Т. Е., Шиманский-Гайер Л. Нелинейные эффекты в хаотических и стохастических системах. Ижевск: Институт компьютерных исследований, 2003. 344 с.
9. Kantz H., Schreiber T. *Nonlinear time series analysis*. 2nd ed. Cambridge, Cambridge University Press, 2004, 369 p.
10. Arnold V. I. *Mathematical Methods of Classical Mechanics*. 2nd ed. New York, Springer, 1989, 516 p.
11. Кармызов М. В., Линьков А. В. Оценка рисков в системе управления безопасностью полётов // Научный вестник МГТУ ГА. 2008. № 127. С. 58–64.

References

1. ICAO Doc 9859. Safety Management Manual. Fourth Ed., 2018, ICAO, 182 p.
2. Button K., Clarke A., Palubinskas G., Stough R., Thibault M. Safety in aviation: accidents, learning and analysis. *Journal of Air Transport Management*, 2004, vol. 10, no. 4, pp. 299–309.
3. Wang L., Chen H., Li S. Nonlinear Time series analysis and prediction of general aviation accidents based on multi-timescales. *Aerospace*, 2023, vol. 10, no. 8, 714.
4. Lu Z., Yang Q., Xie J., Chen W. A general framework for flight maneuvers automatic recognition. *Mathematics*, 2022, vol. 10, no. 7, 1196.
5. Pattinson J., Lowenberg M., Goman M. *LSTM recurrent neural network assisted aircraft stall prediction for enhanced situational awareness*. arXiv:2012.04876 [cs.LG]. <https://doi.org/10.48550/arXiv.2012.04876>
6. Strogatz S. H. *Nonlinear Dynamics and Chaos: With Applications to Physics, Biology, Chemistry, and Engineering*. 2nd ed. Boulder, Westview Press, 2015, 532 p.
7. Takens F. Detecting strange attractors in turbulence. *Lecture Notes in Mathematics*, 1981, vol. 898, pp. 366–381.
8. Anishchenko V. S., Astakhov V. V., Neiman A. B., Vadivasova T. E., Schimansky-Geier L. *Nonlinear Effects in Chaotic and Stochastic Systems*. Izhevsk, Institute of Computer Science Publ., 2003, 344 p. (In Russ.)
9. Kantz H., Schreiber T. *Nonlinear time series analysis*. 2nd ed. Cambridge, Cambridge University Press, 2004, 369 p.

10. Arnold V. I. *Mathematical Methods of Classical Mechanics*. 2nd ed. New York, Springer, 1989, 516 p.
11. Karmyzov M. V., Linkov A. V. The risk management program in flight safety. *Civil Aviation High Technologies*, 2008, no. 127, pp. 58–64. (In Russ.).

Информация об авторах

Огунвоул Блессинг Израилевич, доцент кафедры, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия, o.blessing@mstuca.ru

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

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

Authors information

Ogunvoul Blessing I., Associate Professor of the Department, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, o.blessing@mstuca.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

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

*Статья поступила в редакцию 22.04.2025; одобрена после рецензирования 17.10.2025; принята к публикации 27.10.2025.
The article was submitted 22.04.2025; approved after reviewing 17.10.2025; accepted for publication 27.10.2025.*

Научная статья
УДК 530.191

ПРИМЕНЕНИЕ ТЕОРИИ ФРАКТАЛОВ В АНАЛИЗЕ КАРТ ПУАНКАРЕ ДЛЯ ВЫЯВЛЕНИЯ СКРЫТЫХ ЗАКОНОМЕРНОСТЕЙ В ДИНАМИКЕ ВС ПРИ ВНЕШНИХ ВОЗМУЩЕНИЯХ

Б. И. ОГУНВОУЛ, О. Г. ФЕОКТИСТОВА

Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. В настоящей статье исследуется применение теории фракталов для анализа карт Пуанкаре с целью выявления скрытых закономерностей в динамике полёта воздушных судов (ВС) при воздействии внешних возмущений. Предложена методология, основанная на вычислении корреляционной размерности множества точек на картах Пуанкаре, позволяющая количественно охарактеризовать сложность и хаотичность поведения ВС. Представлены результаты численного моделирования, демонстрирующие нелинейную зависимость сложности динамики полёта от интенсивности внешних возмущений. Обоснован критерий выявления хаотических режимов полёта на основе превышения критического значения корреляционной размерности. Проведённое исследование раскрывает перспективы использования фрактального анализа для диагностики критических режимов динамики ВС и совершенствования систем безопасности полётов.

Ключевые слова: фракталы, карты Пуанкаре, корреляционная размерность, воздушное судно, хаотическая динамика, внешние возмущения, безопасность полётов

Для цитирования: Огунвоул Б. И., Феоктистова О. Г. Применение теории фракталов в анализе карт Пуанкаре для выявления скрытых закономерностей в динамике ВС при внешних возмущениях // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2025. № 53. С. 129–135.

APPLICATION OF FRACTAL THEORY IN THE ANALYSIS OF POINCARÉ MAPS FOR IDENTIFYING HIDDEN PATTERNS IN AIRCRAFT DYNAMICS UNDER EXTERNAL DISTURBANCES

B. I. OGUNVOUL, O. G. FEOKTISTOVA

Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia

Abstract. This article explores the application of fractal theory for analyzing Poincaré maps to identify hidden patterns in aircraft dynamics under external disturbances. The method is based on calculating the correlation dimension of the point set on the Poincaré map. Numerical simulation results demonstrate a non-linear relationship between dynamic complexity and the intensity of external disturbances. A criterion for identifying chaotic flight modes based on exceeding the critical value of correlation dimension is substantiated. The results show the potential of fractal analysis for diagnosing critical flight phases.

Keywords: fractals, Poincaré maps, correlation dimension, aircraft, chaotic dynamics, external disturbances, flight safety

For citation: Ogunvoul B. I., Feoktistova O. G. Application of fractal theory in the analysis of Poincaré maps for identifying hidden patterns in aircraft dynamics under external disturbances. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2025, no. 53, pp. 129–135. (In Russ.)

Введение

Исследование динамики ВС при воздействии внешних возмущений представляет собой одну из ключевых задач современной авиационной науки. Нелинейная природа поведения ВС, особенно в условиях турбулентности, атмосферных возмущений или технических неисправностей может приводить к возникновению сложных, трудно предсказуемых режимов полёта [1–4]. Традиционные методы анализа динамических систем не всегда позволяют выявить скрытые закономерности, которые могут предшествовать переходу к опасным, хаотическим режимам полёта.

Цель и задачи исследования

Цель исследования – разработка и обоснование методологии применения теории фракталов в анализе карт Пуанкаре для выявления скрытых закономерностей в динамике ВС при внешних возмущениях. Такой подход позволяет найти критерий для выявления хаотических режимов полёта на основе критического значения корреляционной размерности (D_{cr}) множества точек на карте Пуанкаре. В отличие от классических подходов разработанная авторами методология позволяет количественно охарактеризовать сложность динамики ВС по относительно компактному множеству пересечений с секущей поверхностью, что составляет оригинальный вклад в нелинейный анализ динамики ВС [5].

В ходе исследования решены следующие задачи.

1. Разработка формального аппарата, связывающего фрактальные свойства (корреляционную размерность) множества точек на карте Пуанкаре с хаотичностью динамики ВС.
2. Выбор и обоснование критерия идентификации хаотического режима на основе превышения критического значения корреляционной размерности D_{cr} .
3. Разработка и реализация устойчивого численного алгоритма расчёта корреляционной размерности D_2 для множеств точек, генерируемых модельной динамической системой ВС.
4. Проведение численного эксперимента по моделированию динамики ВС при различных интенсивностях внешних возмущений, построение соответствующих карт Пуанкаре и расчёт их корреляционных размерностей.
5. Анализ зависимости D_2 от интенсивности возмущений, нахождение значения D_{cr} и оценка перспектив практического применения методологии.

Методология исследования

Методология основана на синтезе классического аппарата карт Пуанкаре для анализа динамических систем [1, 2] и методов фрактальной геометрии, в частности, анализа корреляционной размерности [3, 5].

1. Формализация задачи и построение карты Пуанкаре.

Динамика ВС рассматривается в фазовом пространстве размерности n и описывается системой дифференциальных уравнений:

$$\frac{d\mathbf{x}}{dt} = F(\mathbf{x}, t), \quad \mathbf{x} \in \mathbb{R}^n, \quad (1)$$

где \mathbf{x} – вектор состояния системы (параметры движения ВС), t – момент времени. Карта Пуанкаре определяется как сечение фазового пространства гиперплоскостью (поверхностью) Σ , заданной

уравнением $\phi(\mathbf{x})=0$, где ϕ – гладкая скалярная функция. Множество точек последовательных пересечений фазовой траектории с Σ образует дискретное отображение – карту Пуанкаре $X=\mathbf{x}_i \in \Sigma$, $i=1, \dots, N$, анализ которой позволяет редуцировать размерность задачи [2, 4]. Здесь \mathbf{x}_i – векторы состояния в точках пересечения, N – их число.

2. Фрактальный анализ множества точек карты Пуанкаре.

Для количественной характеристики сложности (фрактальности) множества X используется корреляционная размерность D_2 – частный случай обобщённых размерностей Ренны. Она вычисляется через корреляционный интеграл $C(\varepsilon)$ [4]:

$$C(\varepsilon)=\frac{2}{N(N-1)} \sum_{i=1}^N \sum_{j=i+1}^N \Theta(\varepsilon - |x_i - x_j|), \quad (2)$$

где $\Theta(\cdot)$ – функция Хевисайда, ε – масштабный параметр. Корреляционная размерность определяется как предел:

$$D_2 = \lim_{\varepsilon \rightarrow 0} \frac{\ln C(\varepsilon)}{\ln \varepsilon}.$$

Величина D_2 является инвариантом относительно гладких преобразований координат [5, 6] и служит мерой «заполненности» фазового пространства траекторией полёта ВС. Для регулярных периодических движений D_2 близка к 1, для квазипериодических – к 2, а для хаотических (странных аттракторов) принимает дробное значение, превышающее топологическую размерность инвариантного множества.

3. Критерий хаотичности на основе корреляционной размерности.

В основе выбранного критерия лежит установленная в теории динамического хаоса связь между положительным старшим показателем Ляпунова λ_1 (критерий хаоса) и фрактальной размерностью странного аттрактора [4, 7]. Для карты Пуанкаре это формулируется в виде критерия: рассчитанная корреляционная размерность D_2 множества точек пересечения превышает некоторое критическое значение D_{cr} , характерное для данной системы. Это свидетельствует о переходе динамики в хаотический режим. Пороговое значение D_{cr} является предметом идентификации для конкретной модели ВС.

4. Численный алгоритм расчёта D_2 .

Практический расчёт включает следующие шаги:

- моделирование и построение карты путём численного интегрирования системы (1) с фиксацией точек пересечения с поверхностью Σ ;

- расчёт корреляционного интеграла $C(\varepsilon_k)$ по формуле (2) для набора значений масштаба ε_k , k – номер в наборе (стандартный подход для оценки корреляционного интеграла, см., например [5, 7]);

- построение зависимости $\ln C(\varepsilon)$ от $\ln \varepsilon$.

Корреляционная размерность D_2 оценивается как угловой коэффициент линейного участка этой зависимости методом наименьших квадратов. Устойчивость оценки обеспечивается при $N \rightarrow \infty$ и $\varepsilon \rightarrow 0$ [5, 7].

Данная методология позволяет перейти от качественного визуального анализа карт Пуанкаре к количественной оценке сложности динамики ВС, что является основой для разработки алгоритмов диагностики технического состояния ВС в реальном времени.

Результаты численного моделирования

Для проверки и подтверждения разработанной методологии проведено численное моделирование динамики ВС с последующим анализом фрактальных свойств полученных карт

Пуанкаре. Ниже представлены результаты моделирования и расчёта корреляционной размерности, иллюстрирующие возможность выявления скрытых закономерностей поведения ВС при внешних возмущениях.

Для численного моделирования динамики ВС использовали упрощённую нелинейную модель продольного движения [8, 9]. Система уравнений для угла тангажа $\theta(t)$ и угловой скорости $\omega(t)$ имеет вид:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\theta}(t) &= \omega(t); \\ \dot{\omega}(t) &= -\alpha \sin \theta(t) - \beta \omega(t) + \gamma f(t), \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

где $\dot{\theta}(t)$, $\dot{\omega}(t)$ – соответствующие производные по времени; α , β – параметры, характеризующие аэродинамические свойства и демпфирование; γ – амплитуда внешнего возмущения; $f(t)$ – стационарный случайный процесс с ограниченной дисперсией, моделирующий атмосферную турбулентность.

Моделирование проводилось методом Рунге-Кутты 4-го порядка на интервале $T = 500$ с при шаге $\Delta t = 0,01$ с и параметрах $\alpha = 1,0$; $\beta = 0,05$. Амплитуда возмущения γ варьировалась в диапазоне от 1,0 до 3,0. Поверхность Пуанкаре задавалась условием:

$$\Sigma = (\theta, \omega) | \theta = 0, \dot{\theta} > 0.$$

Для каждого значения γ было получено множество точек пересечения $X_\gamma = (0, \omega_i)$, $i = 1, \dots, N$, на основе которого рассчитывалась корреляционная размерность D_2 по описанному алгоритму.

Анализ карт Пуанкаре

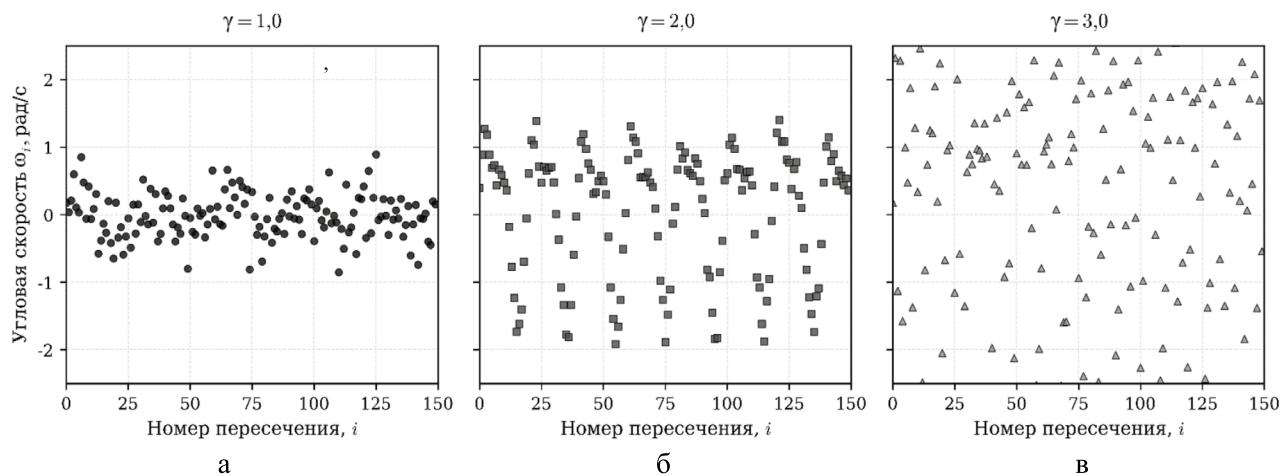


Рис. 1. Карты Пуанкаре для модели (4) при различных γ : $\gamma = 1,0$ – а; $\gamma = 2,0$ – б; $\gamma = 3,0$ – в

На рис. 1 представлены карты Пуанкаре для трёх характерных значений γ . Визуальный анализ показывает качественное изменение структуры аттрактора:

- при $\gamma = 1,0$ точки образуют компактное облако, что соответствует режиму со слабой хаотичностью;
- при $\gamma = 2,0$ наблюдается консолидация точек в узкие области, указывающая на возможный резонансный эффект и квазипериодический характер движения;
- при $\gamma = 3,0$ точки заполняют расширенную область сложной структуры, визуально похожей на фрактальное множество, что характерно для развитого хаоса.

Расчёт корреляционной размерности

Для количественной оценки проведён расчёт корреляционной суммы $C(\varepsilon)$ и корреляционной размерности D_2 для каждого множества X_γ . На рис. 2 представлены зависимости $\ln C(\varepsilon)$ от $\ln \varepsilon$. Значение D_2 определялось как тангенс угла наклона линейного участка графика (область масштабной инвариантности).

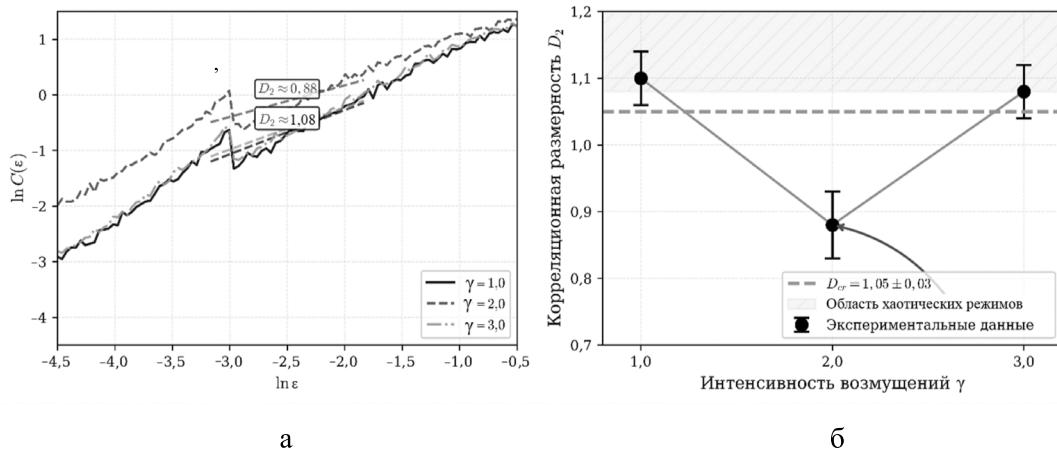


Рис. 2. Анализ корреляционной размерности: а – зависимость $\ln C(\varepsilon)$ от $\ln \varepsilon$; б – зависимость D_2 от γ ; показано критическое значение D_{cr}

Результаты расчёта показывают немонотонную зависимость корреляционной размерности от интенсивности возмущений:

- при $\gamma=1,0$ $D_2=1,10 \pm 0,04$;
- при $\gamma=2,0$ $D_2=0,88 \pm 0,05$;
- при $\gamma=3,0$ $D_2=1,08 \pm 0,04$.

Снижение D_2 при $\gamma=2,0$ до значения, близкого к 1, подтверждает гипотезу о возникновении резонансной синхронизации (стохастический резонанс), приводящей к упорядочиванию динамики [6, 10].

Обсуждение результатов и определение критического значения

Полученные результаты демонстрируют возможность использования корреляционной размерности D_2 множества точек на карте Пуанкаре в качестве количественного индикатора хаотичности динамики ВС. На основе сопоставления значений D_2 с результатами независимого расчёта старшего показателя Ляпунова λ_1 для системы (3) установлено пороговое (критическое) значение корреляционной размерности: $D_{cr}=1,05 \pm 0,03$ (рис. 1). Переход λ_1 из отрицательной области в положительную (критерий хаоса) соответствует превышению D_2 этого порога. Таким образом, для рассматриваемой модели критерий хаотичности формализуется как:

$$D_2 > D_{cr} \approx 1,05. \quad (4)$$

В проведённом численном эксперименте условию (4) удовлетворяют режимы при $\gamma=1,0$ и $\gamma=3,0$, что полностью согласуется с визуальным анализом фрактальных структур на рис. 1 и фундаментальными положениями теории динамического хаоса [4, 7].

Немонотонная зависимость $D_2(\gamma)$, в частности, снижение размерности при $\gamma=2,0$, интерпретируется как проявление явления стохастического резонанса [5, 9]. В этом режиме внешнее возмущение определённой интенсивности вступает в резонанс с внутренними частотами системы,

приводя не к усилению, а к подавлению хаоса и временной стабилизации траекторий (переход к квазипериодическому движению). Данный эффект подчёркивает сложный, нелинейный характер отклика динамики ВС на внешние воздействия и необходимость использования количественных методов, подобных предложенному, для корректной диагностики технического состояния ВС.

Заключение

Разработана и верифицирована методология применения теории фракталов для анализа динамики ВС на основе карт Пуанкаре.

Разработан количественный критерий хаотичности динамики ВС на основе корреляционной размерности D_2 множества точек на карте Пуанкаре. Установлено критическое значение $D_{cr} = 1,05 \pm 0,03$, превышение которого свидетельствует о переходе к хаотическому режиму.

Экспериментально выявлена немонотонная зависимость $D_2(\gamma)$, объясняемая конкуренцией хаотизирующих и синхронизирующих (резонансных) эффектов. Снижение D_2 при $\gamma = 2$ интерпретируется как проявление стохастического резонанса.

Подтверждена эффективность фрактального анализа как инструмента для выявления скрытых закономерностей в динамике ВС, недоступных традиционным методам. Предложенный подход позволяет на основе компактного множества точек осуществлять диагностику технического состояния ВС в динамических режимах.

Полученные результаты создают теоретическую основу для разработки систем мониторинга и управления динамикой ВС в условиях внешних возмущений и могут быть использованы для повышения безопасности полётов.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Моисеев Н. Н., Иванилов Ю. П., Столярова Е. М. Методы оптимизации. Москва: Наука, 1978. 352 с.
2. Пуанкаре А. О кривых, определяемых дифференциальными уравнениями. Москва-Ленинград: Гостехиздат, 1947. 392 с.
3. Мандельброт Б. Фрактальная геометрия природы. Москва: Институт компьютерных исследований, 2002. 656 с.
4. Ott E. *Chaos in Dynamical Systems*. 2nd ed., Cambridge, Cambridge University Press, 2002, 478 p.
5. Grassberger P., Procaccia I. Characterization of Strange Attractors. *Physical Review Letters*, 1983, vol. 50, no. 5, pp. 346–349.
6. Pecora L. M., Carroll T. L. Synchronization in Chaotic Systems. *Physical Review Letters*, 1990, vol. 64, no. 8, pp. 821–824.
7. Kantz H., Schreiber T. *Nonlinear Time Series Analysis*. 2nd ed., Cambridge, Cambridge University Press, 2004, 369 p.
8. Кроновер Р. М. Фракталы и хаос в динамических системах. Москва: Техносфера, 2006. 488 с.
9. Шустер Г. Детерминированный хаос: введение. Москва: Мир, 1988. 240 с.
10. Benzi R., Sutera A., Vulpiani A. The mechanism of stochastic resonance. *Journal of Physics A: Mathematical and General*, 1981, vol. 14, pp. L453–L457.

References

1. Moiseev N. N., Ivanilov Yu. P., Stolyarova E. M. *Methods of optimization*. Moscow, Nauka Publ., 1978, 352 p. (In Russ.)

2. Poincaré H. *Sur les courbes définies par une équation différentielle*. Œuvres de Henri Poincaré. Paris, Gauthier-Villars, 1951, vol. 1, pp. 1–222. (In French)
3. Mandelbrot B. *The Fractal Geometry of Nature*. New York, W. H. Freeman, 1982, 468 p.
4. Ott E. *Chaos in Dynamical Systems*. 2nd ed., Cambridge, Cambridge University Press, 2002, 478 p.
5. Grassberger P., Procaccia I. Characterization of Strange Attractors. *Physical Review Letters*, 1983, vol. 50, no. 5, pp. 346–349.
6. Pecora L. M., Carroll T. L. Synchronization in Chaotic Systems. *Physical Review Letters*, 1990, vol. 64, no. 8, pp. 821–824.
7. Kantz H., Schreiber T. *Nonlinear Time Series Analysis*. 2nd ed., Cambridge, Cambridge University Press, 2004, 369 p.
8. Klonover R. M. *Fractals and Chaos in Dynamical Systems*. Moscow, Tekhnosfera Publ., 2006, 488 p. (In Russ.)
9. Schuster H. Deterministic Chaos: An Introduction. Moscow, Mir Publ., 1988, 240 p. (In Russ.)
10. Benzi R., Sutera A., Vulpiani A. The mechanism of stochastic resonance. *Journal of Physics A: Mathematical and General*, 1981, vol. 14, pp. L453–L457.

Информация об авторах

Огунвонд Блессинг Израилевич, доцент кафедры, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия, ogunvouluni@yandex.ru

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

Authors information

Ogunvoul Blessing I., Associate Professor of the Department, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, ogunvouluni@yandex.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

Статья поступила в редакцию 05.05.2025; одобрена после рецензирования 11.12.2025; принята к публикации 26.12.2025.

The article was submitted 05.05.2025; approved after reviewing 11.12.2025; accepted for publication 26.12.2025.

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 30.12.2025

Печать офсетная
14,9 усл. печ. л.

Формат 60x84 1/8
Заказ № 26-28а

10,7 уч.-изд. л.
Тираж 70 экз.

Изготовлено и оформлено: ООО «Типография Миттель Пресс»

e-mail: mittelpress@mail.ru

Автор вёрстки: Михеева А. В.