

**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 (№ 365)**

**№ 54**

**Москва  
2026**

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 диссертаций на соискание учёной степени кандидата наук, на соискание учёной степени доктора наук.

-----

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

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

## Редакционная коллегия

<b>Главный редактор</b>	– Д. В. Бобылев, канд. техн. наук, ГосНИИ ГА, Москва, Россия
<b>Зам. главного редактора</b>	– 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
<b>Ответственный секретарь</b>	– А. Н. Городишенин, канд. техн. наук, ГосНИИ ГА, Москва, Россия
<b>Зам. ответственного секретаря</b>	– А. В. Кан, канд. техн. наук, ГосНИИ ГА, Москва, Россия

## Члены редакционной коллегии

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

тел./факс: 8 (495) 490 9500 (\*1016)

e-mail: science@gosniiga.ru

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

## Editorial Board

<b>Chief editor</b>	– D. V. Bobylev, Cand. Sci. (Eng.), GosNII GA, Moscow, Russia
<b>Deputy chief editor</b>	– V. S. Shapkin, Dr. Sci. (Eng.), Prof., GosNII GA, Moscow, Russia
<b>Responsible secretary</b>	– A. N. Gorodishenin, Cand. Sci. (Eng.), GosNII GA, Moscow, Russia
<b>Deputy Responsible secretary</b>	– 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. Abdramov, Bishkek, Kyrgyz Republic
- A. V. Lapaev, Dr. Sci. (Eng.), Novosibirsk State Technical University, Novosibirsk, Russia
- O. F. Mashoshin, Dr. Sci. (Eng.), Prof., MSTU CA, Moscow, Russia
- A. A. Pukhov, Dr. Sci. (Eng.), National Research Center “Zhukovsky Institute”, Moscow, Russia
- O. Yu. Stradomskiy, Cand. Sci. (Eng.), GosNII GA, Moscow, Russia
- K. I. Sypalo, Dr. Sci. (Eng.), Prof., Corresponding Member of the Russian Academy of Sciences, Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Moscow region, Russia
- N. B. Toporov, Dr. Sci. (Eng.), National Research Center “Zhukovsky Institute”, Moscow, Russia
- O. G. Feoktistova, Dr. Sci. (Eng.), Assoc. Prof., MSTU CA, Moscow, Russia
- S. L. Chernyshev, Dr. Sci. (Phys.-Mat.), Prof., Academician of the Russian Academy of Sciences, Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Moscow region, Russia

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

e-mail: [science@gosniiga.ru](mailto:science@gosniiga.ru)

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

## СОДЕРЖАНИЕ

### Аэронавигация и эксплуатация авиационной техники

- Мецкер А. А., Машошин О. Ф.** Перспективы применения композиционных материалов с интегрированными сенсорами в диагностике авиационных двигателей ..... 9
- Демченко А. Г., Шаталин В. И.** Оценка безотказности системы электроснабжения самолёта Ил-96-300 на основе деревьев отказов с анализом Перечня минимального обслуживания ..... 21
- Разиньков Ф. Ф., Потапенко Ю. А., Лосев А. И.** Эксплуатационные повреждения фитингов шпангоутов фюзеляжей вертолётов типа Ми-8, вызванные усталостью материала ..... 33
- Торосян А. А.** Метод расчёта динамической оценки пропускной способности воздушного пространства на основе нечётких моделей ..... 43
- Мусин С. М., Попов Ю. В., Триандафилов Н. В., Грачев С. Н., Калий В. А.** Результаты исследования причины отказа генератора электроэнергии ГТ60ПЧ6А на самолёте Ил-76МД в связи с авиационным событием ..... 54
- Самойленко В. М., Древняк В. В., Равилов Р. Г., Опокин В. Г.** Особенности технологического процесса нанесения теплозащитного покрытия электронно-лучевым методом на лопатки турбины газотурбинных двигателей ..... 64
- Адамов Д. С., Коротков С. С., Яковлева Д. А.** Математические модели контрольных условий бортового комплекса беспилотного летательного аппарата при наличии информационной избыточности ..... 75
- Кузнецов С. В., Спрысков В. Б., Шувалова Е. В.** Гибридный метод мониторинга безопасности воздушного движения, основанный на анализе нарушений минимальных интервалов горизонтального эшелонирования воздушных судов и оценке технического риска ..... 84
- Шувалова Е. В., Спрысков В. Б., Дупиков В. В., Кузнецов С. В., Калинин А. С.** Ложные отбраковки и пропуски отбраковок координатной информации АЗН-В при обеспечении заданного уровня целостности ..... 94

**Кулешов А. А., Машошин Н. О., Шапкин В. С.** Определение стоимости гарантийных обязательств поставщика серийных авиационных изделий ..... 108

**Картышев О. А., Картышев М. О., Городишенин А. Н.** Применение бортового и наземного оборудования для оценки влияния изменения лётно-технических параметров и пространственного положения самолёта на характеристики авиационного шума на местности ..... 118

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

**Фридлянд А. А., Ермаков К. С., Руссакова Е. Р., Антоневи́ч Г. Г., Меланин В. А.** Исследование перспективных и экономически эффективных методов борьбы с космическим мусором ..... 126

### **Интеллектуальные транспортные системы**

**Фридлянд А. А., Ермаков К. С., Руссакова Е. Р., Меланин В. А.** Разработка инженерного фреймворка для сертификации систем искусственного интеллекта в гражданской авиации Российской Федерации ..... 137

<b>SCIENTIFIC BULLETIN OF THE STATE SCIENTIFIC RESEARCH INSTITUTE OF CIVIL AVIATION</b>
---

**No. 54**

**2026**

## CONTENTS

### Navigation and operation of aircraft

<b>Metsker A. A., Mashoshin O. F.</b> Prospects of composite materials with integrated sensors application in aircraft engines diagnostic .....	9
<b>Demchenko A. G., Shatalin V. I.</b> Assessment of the Il-96-300 aircraft power supply system reliability based on fault trees with analysis Minimum Equipment List .....	21
<b>Razinkov F. F., Potapenko Yu. A., Losev A. I.</b> Operational damage to fuselage frame fittings of Mi-8 helicopters caused by material fatigue .....	33
<b>Torosyan A. A.</b> The method for calculating dynamic airspace capacity assessment based on fuzzy modes .....	43
<b>Musin S. M., Popov Yu. V., Triandafilov N. V., Grachev S. N., Kaliy V. A.</b> Results of research of the reason of refusal of the generator of electric power GT60PCH6A by plane IL-76MD in connection with aviation event .....	54
<b>Samoylenko V. M., Drevnyak V. V., Ravilov R. G., Opokin V. G.</b> Features of the technological process of applying a heat-protective coating by the electron beam method to turbine blades of gas turbine engines .....	64
<b>Adamov D. S., Korotkov S. S., Yakovleva D. A.</b> Mathematical models of control conditions of an on-board complex of an unmanned aerial vehicle in the presence of information redundancy .....	75
<b>Kuznetsov S. V., Spryskov V. B., Shuvalova E. V.</b> A hybrid approach to air traffic safety monitoring combining analysis of horizontal separation minima violations and technical risk evaluation .....	84
<b>Shuvalova E. V., Spryskov V. B., Dupikov V. V., Kuznetsov S. V., Kalintsev A. S.</b> False exclusions and missed exclusions of coordinate data in ADS-B while ensuring a specified integrity level .....	94

**Kuleshov A. A., Mashoshin N. O., Shapkin V. S.** Determining the costs of ensuring the supplier's warranty obligations of serial aviation products ..... 108

**Kartyshev O. A., Kartyshev M. O., Gorodishenin A. N.** Use of on-board and ground equipment to assess the impact of changes in flight performance parameters and aircraft spatial position on aircraft noise characteristics in the terrain ..... 118

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

**Fridlyand A. A., Ermakov K. S., Russakova E. R., Antonevich G. G., Melanin V. A.** Research of promising and cost-efficient space debris removal methods ..... 126

### **Intelligent transport systems**

**Fridlyand A. A., Ermakov K. S., Russakova E. R., Melanin V. A.** Development of an engineering framework for certification of artificial intelligence systems in civil aviation of the Russian Federation ..... 137

Обзорная статья  
УДК 629.7.036.3

## ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ С ИНТЕГРИРОВАННЫМИ СЕНСОРАМИ В ДИАГНОСТИКЕ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

А. А. МЕЦКЕР, О. Ф. МАШОШИН

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

**Аннотация.** Представлен анализ перспектив применения композиционных материалов (КМ) с интегрированными сенсорами в диагностике авиационных двигателей (АД). Рассмотрено современное состояние разработок в данной области, где особое внимание уделяется использованию полимерных КМ в конструкции двигателей. В качестве основных типов сенсоров для интеграции в материал проанализированы волоконно-оптические, пьезоэлектрические и микроэлектромеханические системы (МЭМС). Проведён анализ проблем, сдерживающих широкое внедрение данной технологии. Среди них выделены: проблемы сбора и интерпретации больших массивов данных; технологические сложности, связанные с интеграцией сенсорных сетей в материал без ухудшения его структурной целостности; вопросы долговечности и живучести сенсоров в эксплуатационных условиях. Предложены потенциальные пути решения, включающие совершенствование алгоритмов сбора и обработки данных от сенсоров, а также разработку новых методов интеграции.

**Ключевые слова:** авиационный двигатель, диагностика, композиционные материалы, интегрированные сенсоры, встроенный контроль, мониторинг состояния конструкции, эксплуатация авиационной техники

**Для цитирования:** Мецкер А. А., Машошин О. Ф. Перспективы применения композиционных материалов с интегрированными сенсорами в диагностике авиационных двигателей // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2026. № 54. С. 9–20.

Review article

## PROSPECTS OF COMPOSITE MATERIALS WITH INTEGRATED SENSORS APPLICATION IN AIRCRAFT ENGINES DIAGNOSTIC

A. A. METSKER, O. F. MASHOSHIN

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

**Abstract.** This article presents an analysis of the prospects for utilizing composite materials with integrated sensors for aircraft engine diagnostic. The study reviews the current state of development in this field, with a particular focus on the application of polymer composite materials in engine structures. Fiber-optic, piezoelectric, and micro-electro-mechanical systems are analyzed as the principal types of sensors for integration into the material. An analysis of the challenges impeding the widespread adoption of this technology. These include the challenges of collecting and interpreting large volumes of data, the technological complexities associated with integrating sensor networks into the material without degrading its structural integrity, as well as issues

of long-term stability and sensor survivability under operational conditions. Potential solutions are proposed, encompassing the enhancement of data acquisition and processing algorithms for sensors data and the development of novel integration methods.

**Keywords:** aircraft engine, diagnostic, composite materials, integrated sensors, embedded control, structural health monitoring, operation of aircraft

**For citation:** Metsker A. A., Mashoshin O. F. Prospects of composite materials with integrated sensors application in aircraft engines diagnostic. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2026, no. 54, pp. 9–20. (In Russ.)

## Введение

На современном этапе развития науки и техники совершенствование систем мониторинга и диагностики является одним из наиболее приоритетных направлений. В обеспечении заданного уровня безопасности полётов и улучшения показателей экономической эффективности процесса эксплуатации авиационной техники диагностика играет ключевую роль.

Одно из направлений совершенствования методов диагностики тесно связано с использованием полимерных композиционных материалов (ПКМ). По прогнозам экспертов к 2040 году доля материалов данного класса в АД должна составить не менее 25 %<sup>1</sup>. Нарастание объёмов применения ПКМ не только в конструкции планера воздушных судов, но и в конструкции двигателей обусловлено рядом их преимуществ по сравнению с металлическими материалами. При использовании ПКМ в конструкции АД масса отдельных деталей снижается на 10–50 %, долговечность узлов увеличивается на 5–25 %, а экономичность двигателя возрастает на 3–8 %<sup>2</sup>.

Вместе с тем, одним из недостатков ПКМ является особая природа их повреждаемости, отличная от повреждаемости металлических материалов. Характерными дефектами ПКМ являются: расслоения, нарушение связей между волокнами, пористость, трещины и др. [1]. Особенно чувствительны данные материалы к ударным воздействиям, вызывающим существенное локальное снижение прочностных характеристик.

Проведение неразрушающего контроля (НК) элементов двигателя из ПКМ имеющимися методами, особенно в условиях эксплуатации, сопряжено с рядом сложностей, в том числе с ограничением на применение ряда методов НК, вызванным особенностями структуры материала. Кроме того, проведение НК крупногабаритных деталей, таких как корпус вентилятора, достаточно трудоёмко и зачастую требует частичной разборки двигателя, а следовательно – его временного вывода из эксплуатации, что влечёт за собой дополнительные финансовые расходы.

В решении указанных проблем одним из наиболее перспективных и эффективных путей является разработка и применение систем встроенного контроля [2, 3], в частности, композиционных материалов с интегрированными сенсорами (КМИС). Исследования в данной области проводятся в рамках активно развивающегося направления – мониторинга состояния конструкций (Structural Health Monitoring, SHM) – применительно ко многим отраслям, включая авиационную [4].

Развитие КМИС направлено на автоматизацию процесса диагностики; снижение трудоёмкости; уменьшение влияния человеческого фактора; уменьшение времени проведения визуальных инспекций [5].

<sup>1</sup> Термопласты в авиадвигателях: ОДК покажет технологии будущего на «Иннопроме» [Электронный ресурс]. URL: [https://www.uecrus.com/press/termoplasty-v-aviadvigatelyakh-odk-pokazhet-tekhnologii-budushchego-na-innoprome/?sphrase\\_id=207924](https://www.uecrus.com/press/termoplasty-v-aviadvigatelyakh-odk-pokazhet-tekhnologii-budushchego-na-innoprome/?sphrase_id=207924) (дата обращения: 05.10.2025).

<sup>2</sup> Композиционные материалы в авиадвигателестроении [Электронный ресурс]. URL: <https://ciam.ru/press-center/interview/composite-materials-in-aero-engines/> (дата обращения: 27.09.2025).

Кроме того, интеграция сенсоров в конструкцию позволяет обеспечивать непрерывность во времени процессов мониторинга и накопление информации об изменении состояния объекта и в дальнейшем с использованием различных математических моделей прогнозировать накопление и развитие повреждений<sup>3</sup>.

Анализ литературы показывает высокий интерес к применению рассматриваемого подхода в авиационной отрасли со стороны не только широкого научного сообщества, но и крупнейших авиационных концернов, включая Boeing и Airbus. В России исследования в области КМИС, в том числе для авиационной отрасли, проводят Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов (ВИАМ), ООО «Нева Технолоджи» и ряд других организаций.

Существенный вклад в развитие КМИС применительно к АД внесли результаты проекта MORPHO<sup>4</sup>, объединившего ряд исследовательских центров и европейских компаний, включая французского производителя АД Safran.

Однако стоит отметить, что применение КМИС для диагностики АД на данный момент исследовано фрагментарно. Поэтому важной задачей является систематизация знаний, отражающая имеющиеся достижения в рассматриваемой области, а также проблемы на пути к вводу АД с КМИС в эксплуатацию.

На основе анализа литературы по данной теме можно выделить следующие основные аспекты [6]:

- 1 – применение ПКМ в конструкции АД;
- 2 – сенсоры для интеграции;
- 3 – системы сбора и обработки данных;
- 4 – методы интеграции сенсоров в материал.

### Применение ПКМ в конструкции АД

В рассматриваемом подходе к диагностике применение ПКМ в конструкции АД является фактором, который определяет: зоны интеграции, а следовательно, эксплуатационные условия; необходимость и возможность интеграции сенсоров; тип сенсора и контролируемый параметр.

Табл. 1. Перечень современных АД, в конструкции которых применяются ПКМ

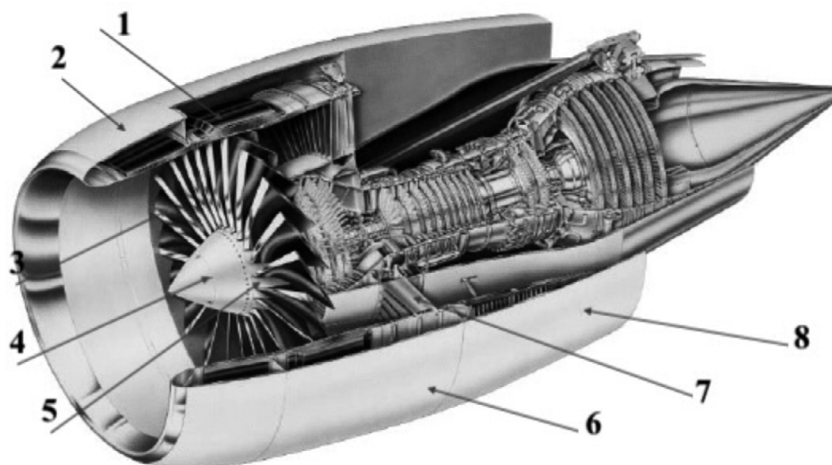
Тип	Разработчик	Страна	Год начала эксплуатации
GE-90	General Electric	США	1995
CFM-56-7B	CFM International	США, Франция	1997
GEnx-2B	General Electric	США	2011
RR Trent 1000	Rolls-Royce	Великобритания	2011
Sam-146	Power Jet	Россия, Франция	2011
Trent XWB	Rolls-Royce	Великобритания	2015
PW1100G	Pratt & Whitney	США	2016
LEAP-1A	CFM International	США, Франция	2018
RR Trent 7000	Rolls-Royce	Великобритания	2018

<sup>3</sup> Мониторинг структур [Электронный ресурс]. URL: <https://immi.kubsu.ru/ru/research/shm.php> (дата обращения: 10.08.2025).

<sup>4</sup> Embedded Life-Cycle Management for Smart Multimaterials Structures: Application to Engine Components [Электронный ресурс]. URL: <https://morpho-h2020.eu> (дата обращения 15.09.2025).

В связи с этим целесообразно определить текущий уровень применения ПКМ в АД, а также тенденции в данной области. В ходе исследования был проведён анализ Интернет-ресурсов<sup>5,6</sup> и работ [5, 7, 8], по результатам которого установлено, что ПКМ в разной степени применяются в конструкции большинства современных АД гражданской авиации (табл. 1).

Проведённый анализ конструкции современных АД, представленных в табл. 1, показал, что с применением ПКМ изготавливаются детали, представленные на рис. 1. Наиболее широко из данного класса материалов в конструкции АД применяются углепластики<sup>7</sup>.



**Рис. 1.** Применение ПКМ в конструкции современных авиационных двигателей: 1 – передний корпус вентилятора, 2 – воздухозаборник, 3 – лопатки вентилятора, 4 – кок, 5 – обтекатели лопаток вентилятора, 6 – створки вентилятора, 7 – спрямляющие лопатки, 8 – створки реверса

С конца двадцатого века идёт постепенное расширение номенклатуры деталей, изготавливаемых из ПКМ, по мере ввода двигателей в эксплуатацию. Однако проведённый анализ показал, что для двигателей, выпущенных примерно в один и тот же период, широта применения ПКМ в конструкции может существенно отличаться, например, как у двигателей GE9x-2B, RR Trent 1000 и Sam-146, эксплуатация которых началась в 2011 году. Для первого двигателя с применением ПКМ изготовлено существенно большее количество деталей, включая лопатки вентилятора, корпус вентилятора и др. Данное различие объясняется тем, что одним из факторов, определяющих номенклатуру деталей из ПКМ, применяемых в двигателе, является степень освоения технологии конкретным разработчиком АД.

Лидерами по применению ПКМ в АД являются концерн CFM International и входящая в него компания General Electric. Начиная с 2015 года, на долю данных компаний приходится около 72 % совокупного спроса на ПКМ в авиадвигателестроении<sup>8</sup>.

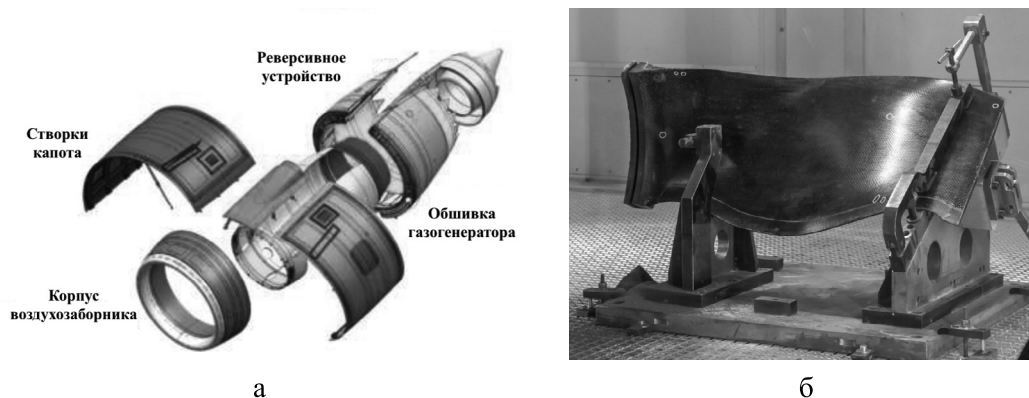
В отечественном двигателестроении также ведутся работы по внедрению ПКМ в конструкции двигателей (рис. 2). Для перспективного двигателя ПД-14 из углепластиков изготавливают обшивку газогенератора, створки капота мотогондолы, реверсивное устройство, воздухозаборник [7], а в двигателе ПД-35 впервые в отечественном двигателестроении планируется применение лопаток вентилятора из ПКМ.

<sup>5</sup> Engine Structural Guide Vane: The world's first engine structural guide vane for civil aircraft [Электронный ресурс]. URL: <https://www.m-chemical.co.jp/carbon-fiber/en/case/aircraft/> (дата обращения 15.11.2025).

<sup>6</sup> Aeroengine CFRP Market Size, Share, Trend, Forecast, Competitive Landscape & Growth Opportunities: 2025-2030 [Электронный ресурс]. URL: <https://www.stratviewresearch.com/3772/aeroengine-cfrp-market.html> (дата обращения 15.11.2025).

<sup>7</sup> ГОСТ 32794-2014. Композиты полимерные. Термины и определения.

<sup>8</sup> Composites in commercial aircraft engines [Электронный ресурс]. URL: [www.AviationFacts.eu](http://www.AviationFacts.eu) (дата обращения: 30.09.2025).



**Рис. 2.** Применение ПКМ в отечественных перспективных двигателях: мотогондола двигателя ПД-14 с применением ПКМ – а; лопатка вентилятора из ПКМ двигателя ПД-35 – б

Анализируя рис. 1, можно отметить, что текущее применение ПКМ в двигателях ограничено так называемой «холодной частью». Однако как иностранными, так и российскими специалистами активно ведутся исследования, направленные на разработку ПКМ с повышенными температурами эксплуатации [8], на основании чего можно ожидать в ближайшем будущем появления возможностей применения ПКМ в качестве материалов для деталей компрессоров и других узлов.

### Сенсоры для интеграции

Непосредственно интегрируемые сенсоры являются ключевым компонентом в реализации рассматриваемого подхода. Сенсоры для интеграции должны обладать рядом характерных признаков [9]: миниатюрность; структурная, химическая и механическая совместимость с материалом; возможность преобразования данных в транспортный сигнал.

Учитывая указанные признаки и рассмотренное выше применение ПКМ в двигателях, наиболее целесообразным является выбор сенсоров следующих типов [10] (рис. 3): волоконно-оптических; пьезоэлектрических; микроэлектромеханических систем (МЭМС).



**Рис. 3.** Общий вид сенсоров для интеграции в ПКМ

В качестве волоконно-оптических сенсоров для диагностики ПКМ наиболее широко применяются волоконные Брэгговские решётки. Данные сенсоры представляют собой выполненные в сердцевине волокна дифракционные решётки – расположенные с заданным периодом участки

с изменённой рефракцией, выполняющие роль чувствительного элемента. При прохождении через решётку широкополосного светового излучения отражается лишь часть спектра определённой длины волны, а остальная часть продолжает распространяться по волокну. При воздействии на световод внешних факторов, таких как температурные или механические напряжения, происходит изменение периода решётки, что вызывает сдвиг в отражаемой решёткой длине волны. Смещение в длине отражённой волны измеряется при помощи оптических детекторов – интеррогаторов. После обработки данных о зарегистрированных смещениях длины волны получают информацию о величине воздействующих факторов. К достоинствам данных сенсоров относятся: абсолютная электромагнитная совместимость и помехоустойчивость; высокая коррозионная стойкость и работоспособность в агрессивных внешних условиях; малые габариты и вес; возможность мультиплексирования [11].

Пьезоэлектрические сенсоры, основанные на прямом пьезоэффекте (возникновении электрического напряжения при механическом воздействии), применяются достаточно широко. В качестве материалов для пьезоэлектриков наиболее распространены керамики, в частности, цирконат-титанат свинца, а также полимеры на основе поливинилиденфторида. Основными недостатками сенсоров данного типа применительно к рассматриваемому подходу являются хрупкость пьезоэлектрических керамик и относительно узкий диапазон рабочих температур полимерных пьезоэлектриков. Особый интерес с точки зрения применения в КМИС связан с разработками пьезоэлектрических плёнок [12].

МЭМС представляют собой устройства, совмещающие электронные и механические компоненты в едином корпусе, применяемые для измерения различных физических величин. Существенное развитие данные сенсоры получили в последние годы благодаря массовому использованию во многих отраслях. Форм-факторы и структурные схемы МЭМС достаточно разнообразны и определяются в зависимости от конечного применения. К достоинствам МЭМС относят миниатюрность, низкое энергопотребление, высокую точность измеряемых параметров.

Современные достижения в области разработки сенсоров позволяют применять их для измерения разнообразных физических величин [13]. В табл. 2 соотнесены физические величины и типы сенсоров, которые могут применяться для их измерения.

Табл. 2. Возможности сенсоров различных типов

Величина	Тип сенсора
Скорость	Волоконно-оптический
	Пьезоэлектрический
Ускорение	Пьезоэлектрический
	МЭМС
Напряжение механическое	Волоконно-оптический
	Пьезоэлектрический
Сила	Волоконно-оптический
	Пьезоэлектрический
Температура	Волоконно-оптический
	МЭМС
Давление	Пьезоэлектрический
	МЭМС

При выборе конкретного сенсора для интеграции необходимо учитывать: характеристики сенсоров (рис. 4); установленные требования к средствам контроля; условия эксплуатации.



Рис. 4. Основные характеристики сенсоров

На данный момент основными проблемами при выборе сенсоров для интеграции являются:

- 1) соответствие рабочего диапазона температур сенсоров эксплуатационным условиям;
- 2) обеспечение надёжности и долговечности сенсоров, соизмеримых с деталью, в которую они интегрируются.

Учитывая изложенное выше, можно выделить следующие перспективные области применения интегрируемых сенсоров: контроль напряжённо-деформированного состояния деталей из ПКМ; локализация дефектов структуры материала; регистрация и локализация ударных воздействий; контроль функциональных параметров.

### Системы сбора и обработки данных

Системы сбора и обработки данных при применении КМИС для диагностики включают следующие компоненты: линии передачи данных; блоки сбора и опциональной обработки данных; блоки обмена данными с внешними центрами; алгоритмы обработки данных [14].

В [9] представлены следующие требования к данным системам: минимизация потерь и каналов передачи информации от сенсоров; обеспечение сбора и обработки информации в режиме реального времени; возможность реализации устройства обработки как в составе бортового устройства, так и на отдельном микропроцессоре, однако в обоих случаях с обязательной регистрацией параметров; программное обеспечение должно содержать математические и логические алгоритмы обработки поступающих данных от сенсоров, позволяющие выделять полезный сигнал на фоне шумов.

Система сбора и обработки данных является многокомпонентной, и с целью недопущения существенного увеличения массы конструкции при сохранении требуемой вычислительной мощности наиболее рационально развитие систем на базе имеющегося бортового оборудования и использование возможностей удалённых диагностических центров (УДЦ) (рис. 5).

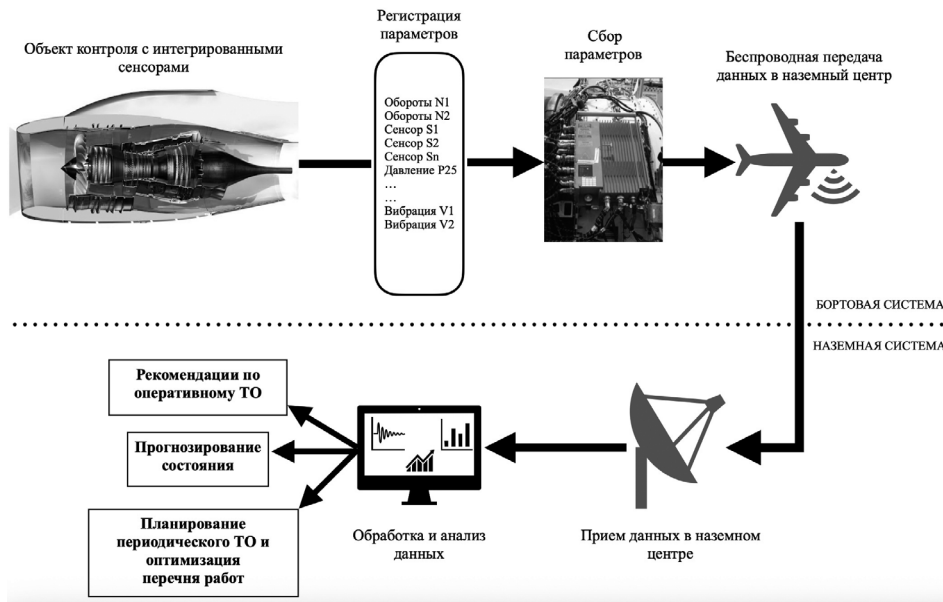


Рис. 5. Схема диагностики АД с использованием удалённого диагностического центра

Основываясь на стандарте OSA-CBM<sup>9</sup> в части организации архитектуры систем для объектов, эксплуатирующихся по состоянию, разделение системы целесообразно осуществлять в соответствии с функциями компонентов (рис. 6) таким образом, что сбор и первичная обработка данных осуществлялись бы бортовыми средствами, а принятие диагностического решения, в том числе прогнозирование состояния – на базе УДЦ [15].

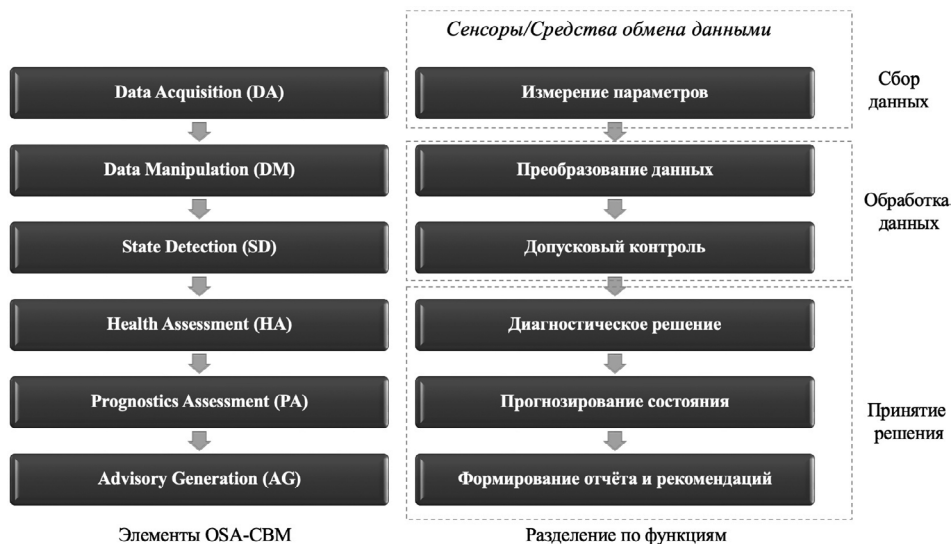


Рис. 6. Пример разделения элементов системы по функциям

<sup>9</sup> Open System Architecture for Condition-Based Maintenance [Электронный ресурс]. URL: <https://www.mimosa.org/mimosa-osa-cbm/> (дата обращения: 11.10.2025).

Очевидно, что определяющую роль в эффективности применения КМИС в диагностике АД будут играть методы обработки информации, получаемой от интегрированных сенсоров. При использовании КМИС в качестве средств встроенного контроля объём получаемой информации как о состоянии деталей, так и о параметрах, характеризующих рабочий процесс, значительно увеличится. Правильная интерпретация этой информации, установление связей между полученными данными и состоянием объекта контроля, а также возможность прогнозирования состояния будет определяться методами обработки диагностической информации.

Перспективным решением в некоторых аспектах данного вопроса является применение современных технологий искусственного интеллекта, включая техники машинного обучения, интернет вещей (IoT), алгоритмы работы с большими данными (Big Data).

Наиболее актуальными являются следующие задачи: разработка научно обоснованных методов классификации состояний на основе данных от сенсоров; формирование диагностических признаков; разработка алгоритмов принятия решения; интеграция данных от сенсоров с информационными потоками.

### **Методы интеграции сенсоров в материал**

Ещё один важный аспект в развитии КМИС для диагностики АД – методы интеграции сенсоров в структуру материала. Известный ранее способ крепления сенсоров к поверхности детали с помощью клеевых составов обладает рядом существенных недостатков [2], включая воздействие внешних факторов на достоверность измерений и состояние сенсора, необходимость организации периодических осмотров для проверки целостности соединения и др. В связи с этим интеграция сенсоров непосредственно в материал является более перспективной, поскольку при данном подходе сенсоры надёжно зафиксированы в материале и воспринимают оказываемые на него воздействия. Кроме того, интеграция в структуру позволяет обеспечить оптимальное размещение сенсоров, а сам материал в таком случае выполняет защитную функцию, предохраняя встроенные в него сенсоры от повреждений.

При интеграции сенсоров в материал необходимым является применение таких методов, которые обеспечивают минимальное влияние на свойства материала и в то же время позволяют минимизировать воздействие технологических процессов на характеристики сенсоров в готовом изделии.

В настоящее время при проведении исследований на образцах КМИС интеграция в основном осуществляется путём ручной укладки сенсоров между слоями материала в процессе его изготовления [16]. В данном случае сенсор является структурной частью готового изделия и при этом реализуются указанные выше преимущества. Однако при ручной укладке сенсоров возникает ряд проблем, связанных с точностью укладки, а также формированием зон ввода/вывода каналов связи сенсоров [11].

Другой важной проблемой является практическое отсутствие методов интеграции сенсоров в готовые изделия. Необходимость в разработке таких методов обусловлена тем, что период эксплуатации современных двигателей составляет десятки лет, и при интеграции сенсоров только в процессе изготовления деталей ввод КМИС в эксплуатацию окажется весьма дорогостоящим и продолжительным по времени. Следовательно, требуются методы интеграции сенсоров в композитные детали АД, находящихся в эксплуатации. В основу разработки таких методов могут быть положены типовые технологии ремонта деталей двигателя из ПКМ. Как правило, они включают следующие основные этапы: подготовка поверхности; удаление определённой части материала; нанесение адгезионного состава, замещающего основной материал в соответствующей области и последующее отверждение состава. Интеграция сенсоров в ремонтируемый АД может производиться на этапе нанесения адгезионного состава.

Возможность интеграции сенсоров в структуру композитных деталей двигателей, находящихся в эксплуатации, откроет новые перспективы применения КМИС для совершенствования методов диагностики авиационных двигателей.

## Заключение

Совершенствование методов диагностики АД остаётся актуальной задачей на данном этапе развития гражданской авиации, значительным потенциалом для решения которой обладает применение КМИС. Реализация заложенного в рассмотренном подходе потенциала позволит повысить безопасность эксплуатации, снизить эксплуатационные расходы и оптимизировать жизненный цикл деталей из ПКМ.

Проведённый анализ показал, что хотя в области разработки ключевых аспектов рассматриваемого подхода (сенсоров для интеграции, систем сбора и обработки данных, методов интеграции) имеются определённые достижения, их практическая реализация требует решения комплекса взаимосвязанных научно-технических и организационных проблем. Ключевыми направлениями дальнейших исследований являются повышение надёжности сенсоров, разработка методов классификации состояний на основе данных от сенсоров, разработка алгоритмов принятия решения, объединение данных от сенсоров с информационными потоками диагностических параметров, а также разработка методов интеграции сенсоров в конструкцию эксплуатируемых двигателей. Выявленные проблемы носят технологический и междисциплинарный характер, что определяет необходимость кооперации как научного сообщества, так и представителей эксплуатантов авиационной техники для поиска соответствующих решений.

**Конфликт интересов.** Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

## Список источников

1. Verma Rahul, Shukla Alokita, Kandasamy Jayakrishna, V. R. Kar, M. Rajesh, S. Thirumalini, M. Manikandan. Structural health monitoring of aerospace composites. In *Structural Health Monitoring of Biocomposites, Fibre-Reinforced Composites and Hybrid Composites* (Eds. Mohammad Jawaid, Mohamed Thariq, Naheed Saba), Woodhead Publishing, 2019, pp. 33–52. <https://doi.org/10.1016/B978-0-08-102291-7.00003-4>
2. Железина Г. Ф., Сиваков Д. В., Гуляев И. Н. Встроенный контроль: от датчиков до информкомпозиции // *Авиационная промышленность*. 2008. № 3. С. 46–50.
3. Фейгенбаум Ю. М., Соколов Ю. С. Анализ современного состояния и перспектив развития отечественной системы мониторинга эксплуатации силовой конструкции гражданских ВС // *Научный вестник ГосНИИ ГА*. 2015. № 7(318). С. 14–23.
4. Ogunleye R. O., Rusnáková S., Javořík J., Žaludek M., Kotlánová B. Advanced sensors and sensing systems for structural health monitoring in aerospace composites. *Advanced Engineering Materials*, 2024, vol. 26, iss. 10, 2401745. <https://doi.org/10.1002/adem.202401745>
5. Coupard J., Garnier A., Lacaille J. Aircraft engines possession costs reduction with structural health monitoring. 9th European Workshop on Structural Health Monitoring (EWSHM 2018). *e-Journal of Nondestructive Testing*, 2018, vol. 23, no. 11, available at: <https://www.ndt.net/?id=23231> (accessed 19.07.2025).
6. Herszberg I., Bannister M. K., Li H. C. H. et al. Structural health monitoring for advanced composite structures. *ICCM International Conferences on Composite Materials*, 2007, available at: [https://www.researchgate.net/publication/289645207\\_Structural\\_health\\_monitoring\\_for\\_advanced\\_composite\\_structures](https://www.researchgate.net/publication/289645207_Structural_health_monitoring_for_advanced_composite_structures) (accessed 01.08.2025).
7. Колобков А. С. Полимерные композиционные материалы для различных конструкций авиационной техники (обзор) // *Труды ВИАМ*. 2020. № 6-7(89). С. 38–44.

8. Славин А. В., Донецкий К. И., Хрульков А. В. Перспективы применения полимерных композиционных материалов в авиационных конструкциях в 2025-2035 гг. (обзор) // Труды ВИАМ. 2022. № 11(117). С. 81–92.
9. Федотов М. Ю. Концепции создания и тенденции развития интеллектуальных материалов (обзор) // Авиационные материалы и технологии. 2015. № 1(34). С. 71–80.
10. Ferreira P. M., Machado M. A., Carvalho M. S., Vidal C. Embedded sensors for structural health monitoring: Methodologies and Applications Review. *Sensors*, 2022, vol. 22, no. 21, 8320. <https://doi.org/10.3390/s22218320>
11. Ларин А. А., Федотов М. Ю., Бухаров С. В., Резниченко В. И. Новые области применения систем волоконно-оптических датчиков // Прикладная фотоника. 2017. Т. 4. № 4. С. 310–323.
12. Mo G., Cui Y., Yin J., Gao P. Development and characterization of ZnO piezoelectric thin film sensors on GH4169 superalloy steel substrate by magnetron sputtering. *Micromachines*, 2022, vol. 13, no. 3, 390. <https://doi.org/10.3390/mi13030390>
13. Hassani S., Mousavi M., Gandomi A. H. Structural health monitoring in composite structures: a comprehensive review. *Sensors*, 2022, vol. 22, no. 1, 153. <https://doi.org/10.3390/s22010153>
14. Фирсов Л. Л., Юргенсон С. А. Принципы построения системы мониторинга технического состояния конструкции для авиационных конструкций // Прикладная фотоника. 2017. Т. 4. № 4. С. 279–295.
15. Bastard G., Lacaille J., Coupard J. et al. Engine health management in Safran Aircraft Engines. *Annual Conference of the PHM Society*, 8 October 2016. <https://doi.org/10.36001/phmconf.2016.v8i1.2523>
16. Krenz A., Koch J., Reimer V., et al. Methods for FBG sensor integration for RTM process monitoring and SHM of the final CFRP component. *ECCOMAS Proceedings, 10th ECCOMAS Thematic Conference on Smart Structures and Materials*, 03–05 July 2023, Patras, Greece, pp. 1839–1850. <https://doi.org/10.7712/150123.9954.444764>

## References

1. Verma Rahul, Shukla Alokita, Kandasamy Jayakrishna, V. R. Kar, M. Rajesh, S. Thirumalini, M. Manikandan. Structural health monitoring of aerospace composites. In *Structural Health Monitoring of Biocomposites, Fibre-Reinforced Composites and Hybrid Composites* (Eds. Mohammad Jawaid, Mohamed Thariq, Naheed Saba), Woodhead Publishing, 2019, pp. 33–52. <https://doi.org/10.1016/B978-0-08-102291-7.00003-4>
2. Zhelezina G. F., Sivakov D. V., Gulyaev I. N. Embedded control: from sensors to smart composites. *Aviation industry*, 2008, no. 3, pp. 46–50. (In Russ.)
3. Feygenbaum Yu. M., Sokolov Yu. S. Analysis of the current state and prospects of development of the domestic power system monitoring operation of civil aircraft design. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2015, no. 7(318), pp. 14–23. (In Russ.)
4. Ogunleye R. O., Rusnáková S., Javořík J., Žaludek M., Kotlánová B. Advanced sensors and sensing systems for structural health monitoring in aerospace composites. *Advanced Engineering Materials*, 2024, vol. 26, iss. 10, 2401745. <https://doi.org/10.1002/adem.202401745>
5. Coupard J., Garnier A., Lacaille J. Aircraft engines possession costs reduction with structural health monitoring. 9th European Workshop on Structural Health Monitoring (EWSHM 2018). *e-Journal of Nondestructive Testing*, 2018, vol. 23, no. 11, available at: <https://www.ndt.net/?id=23231> (accessed 19.07.2025).
6. Herzberg I., Bannister M. K., Li H. C. H. et al. Structural health monitoring for advanced composite structures. *ICCM International Conferences on Composite Materials*, 2007, available at: [https://www.researchgate.net/publication/289645207\\_Structural\\_health\\_monitoring\\_for\\_advanced\\_composite\\_structures](https://www.researchgate.net/publication/289645207_Structural_health_monitoring_for_advanced_composite_structures) (accessed 01.08.2025).
7. Kolobkov A. S. Polymer composite materials for various aircraft structures (review). *Works of VIAM*, 2020, no. 6-7(89), pp. 38–44. (In Russ.)
8. Slavin A. V., Donetskiy K. I., Khrul'kov A. V. Prospects for the use of polymer composite materials in aircraft structures in 2025-2035 (review). *Works of VIAM*, 2022, no. 11(117), pp. 81–92 (In Russ.)

9. Fedotov M. Yu. Concepts of creation and trends of smart materials development (review). *Aviation Materials and Technologies*, 2015, no. 1(34), pp. 71–80. (In Russ.)
10. Ferreira P. M., Machado M. A., Carvalho M. S., Vidal C. Embedded sensors for structural health monitoring: Methodologies and Applications Review. *Sensors*, 2022, vol. 22, no. 21, 8320. <https://doi.org/10.3390/s22218320>
11. Larin A. A., Fedotov M. Yu., Bukharov S. V., Reznichenko V. I. et al. New applications systems of fiber-optical sensors. *Applied Photonics*, 2017, vol. 4, no. 4, pp. 310–323. (In Russ.)
12. Mo G., Cui Y., Yin J., Gao P. Development and characterization of ZnO piezoelectric thin film sensors on GH4169 superalloy steel substrate by magnetron sputtering. *Micromachines*, 2022, vol. 13, no. 3, 390. <https://doi.org/10.3390/mi13030390>
13. Hassani S., Mousavi M., Gandomi A. H. Structural health monitoring in composite structures: a comprehensive review. *Sensors*, 2022, vol. 22, no. 1, 153. <https://doi.org/10.3390/s22010153>
14. Firsov L. L., Iurgenson S. A. Concept design of monitoring system of the mechanical condition of aircraft structures. *Applied Photonics*, 2017, vol. 4, no. 4, pp. 279–295. (In Russ.)
15. Bastard G., Lacaille J., Coupard J. et al. Engine health management in Safran Aircraft Engines. *Annual Conference of the PHM Society*, 8. October 2016. <https://doi.org/10.36001/phmconf.2016.v8i1.2523>
16. Krenz A., Koch J., Reimer V., et al. Methods for FBG sensor integration for RTM process monitoring and SHM of the final CFRP component. *ECCOMAS Proceedi, 10th ECCOMAS Thematic Conference on Smart Structures and Materials*, 03–05 July 2023, Patras, Greece, pp. 1839–1850. <https://doi.org/10.7712/150123.9954.444764>

### Информация об авторах

**Мецкер Александр Андреевич**, аспирант кафедры двигателей летательных аппаратов, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия, [meckar18@gmail.com](mailto:meckar18@gmail.com)

**Машошин Олег Фёдорович**, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой двигателей летательных аппаратов, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия, [o.mashoshin@mstuca.ru](mailto:o.mashoshin@mstuca.ru)

### Authors information

**Metsker Alexander A.**, Postgraduate at the Department of Aircraft Engines, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, [meckar18@gmail.com](mailto:meckar18@gmail.com)

**Mashoshin Oleg F.**, Doctor of Sciences (Engineering), Professor, Head of the Department of Aircraft Engines, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, [o.mashoshin@mstuca.ru](mailto:o.mashoshin@mstuca.ru)

*Статья поступила в редакцию 09.12.2025; одобрена после рецензирования 09.04.2026; принята к публикации 16.04.2026.*

*The article was submitted 09.12.2025; approved after reviewing 09.04.2026; accepted for publication 16.04.2026.*

Научная статья  
УДК 629.735.064.5

## ОЦЕНКА БЕЗОТКАЗНОСТИ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ САМОЛЁТА ИЛ-96-300 НА ОСНОВЕ ДЕРЕВЬЕВ ОТКАЗОВ С АНАЛИЗОМ ПЕРЕЧНЯ МИНИМАЛЬНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

А. Г. ДЕМЧЕНКО, В. И. ШАТАЛИН

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

**Аннотация.** В работе рассматривается система электроснабжения (СЭС) самолёта Ил-96-300 с позиции структурного и имитационного моделирования надёжности (безотказности). Для основной системы питания переменным током составлена структурная модель надёжности, на основе которой определены математические модели надёжности для подсистем левого и правого бортов, а также для всей основной системы питания переменным током. По построенной структурной модели надёжности основной системы питания переменным током определены критерии отказов для подсистем левого и правого бортов, а также для всей основной системы питания переменным током. На основе определённых критериев отказов подсистем левого и правого бортов, основной системы питания переменным током выполнено построение их имитационных моделей надёжности в виде деревьев отказов в среде имитационного моделирования SimInTech. На построенных имитационных моделях надёжности выполнен численный расчёт значений показателей безотказности с построением графиков вероятности отказа, плотности вероятности наработки на отказ, интенсивности отказов. Показатели надёжности (безотказности) СЭС рассматриваются применительно к Перечню минимального оборудования (ПМО). Определены перспективы дальнейшего применения разработанных имитационных моделей.

**Ключевые слова:** система электроснабжения, структурная модель надёжности, вероятность безотказной работы, интенсивность отказов, среда имитационного моделирования, SimInTech, имитационная модель, дерево отказов, вероятность отказа, Перечень минимального оборудования

**Для цитирования:** Демченко А. Г., Шаталин В. И. Оценка безотказности системы электроснабжения самолёта Ил-96-300 на основе деревьев отказов с анализом Перечня минимального оборудования // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2026. № 54. С. 21–32.

Original article

## ASSESSMENT OF THE IL-96-300 AIRCRAFT POWER SUPPLY SYSTEM RELIABILITY BASED ON FAULT TREES WITH ANALYSIS MINIMUM EQUIPMENT LIST

A. G. DEMCHENKO, V. I. SHATALIN

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

**Abstract.** This paper examines the Il-96-300 aircraft power supply system from the perspective of structural and simulation reliability modeling. A structural reliability model is developed for the main AC power supply system, based on which mathematical reliability models are determined for the left and right-hand subsystems,

as well as for the entire main AC power supply system. Based on the constructed structural reliability model of the main AC power supply system, failure criteria are determined for the left and right-hand subsystems, as well as for the entire main AC power supply system. Based on the determined failure criteria for the left and right-hand subsystems, as well as for the main AC power supply system, their simulation reliability models are constructed in the form of fault trees in the SimInTech simulation environment. Based on the constructed simulation models of the reliability of the left and right-hand subsystems, as well as for the entire main AC power supply system, a numerical calculation of the reliability indicators is performed, along with the construction of graphs of the probability of failure, the mean time between failures (failure probability density), and the failure rate. The reliability indicators of power supply system are considered in relation to the Minimum Equipment List. Prospects for further application of the developed simulation models are determined.

**Keywords:** power supply system, structural reliability model, probability of failure-free operation, failure rate, simulation environment, SimInTech, simulation model, fault tree, failure probability, Minimum Equipment List

**For citation:** Demchenko A. G., Shatalin V. I. Assessment of the Il-96-300 aircraft power supply system reliability based on fault trees with analysis Minimum Equipment List. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2026, no. 54, pp. 21–32. (In Russ.)

## Введение

Обеспечение высокого уровня безопасности полётов является важнейшей задачей, возникающей в процессе эксплуатации авиационной техники. Решение данной задачи невозможно как без детального анализа надёжности каждого отдельного агрегата бортовых авиационных электросистем (АЭС) и пилотажно-навигационных комплексов (ПНК), так и без анализа надёжности бортовых систем АЭС и ПНК в целом.

В связи с этим актуальны задачи в областях исследования надёжности бортовых систем АЭС и ПНК, построения их структурных моделей надёжности, получения математических моделей, установления взаимосвязей с показателями безопасности полётов, а также анализа взаимосвязей структурной надёжности исследуемых систем и регламентированных эксплуатационных ограничений.

Одной из важнейших бортовых систем, непосредственно влияющей на работоспособность бортовых систем АЭС и ПНК, является система электроснабжения (СЭС).

Основное предназначение бортовой СЭС заключается в генерировании и распределении электрической энергии для оборудования остальных бортовых систем, являющихся приёмниками бортовой СЭС. Таким образом, работоспособность бортовых систем, являющихся приёмниками электрической энергии, непосредственно зависит от работоспособности оборудования бортовой СЭС, отказы агрегатов в бортовой СЭС могут привести к зависимым отказам остальных бортовых систем, являющихся приёмниками бортовой СЭС.

Далее рассмотрена СЭС самолёта Ил-96-300 с позиции теории надёжности: построены математическая модель, структурная и имитационная модели надёжности для определения показателей безотказности и анализа Перечня минимального оборудования (ПМО).

## Обзор системы электроснабжения самолёта Ил-96-300

Четыре привод-генератора ГП25 являются основными первичными источниками электроэнергии СЭС Ил-96-300. Они вырабатывают переменный трёхфазный ток напряжением 115/200 В и частотой 400 Гц, который преобразуется в постоянный ток напряжением 27 В с помощью шести выпрямительных устройств (ВУ), являющихся вторичными источниками электроэнергии.

Генераторы и ВУ питают следующие основные элементы СЭС:

– систему переменного трёхфазного тока 115/200 В 400 Гц с силовой нейтралью;

- основную систему постоянного тока напряжением 27 В;
- хвостовую систему постоянного тока напряжением 27 В.

Большинство неисправностей (отказов) СЭС самолёта Ил-96-300 регламентируются ПМО, который служит средством реализации заложенной при проектировании самолёта возможности повышения регулярности вылетов (при обеспечении требуемого уровня безопасности) за счёт соответствующей степени дублирования и резервирования СЭС самолёта. ПМО<sup>1</sup> – часть лётной эксплуатационной документации.

### **Обзор системы переменного тока**

На самолёте Ил-96-300 представлены следующие системы переменного тока:

- 1) Основная четырёхканальная система переменного трёхфазного тока напряжением 115/200 В и частотой 400 Гц.
- 2) Аварийная система питания переменным однофазным током напряжением 115 В и частотой 400 Гц.
- 3) Вспомогательная система переменного трёхфазного тока напряжением 115/200 В и частотой 400 Гц.
- 4) Система питания переменным трёхфазным током напряжением 115/200 В и частотой 400 Гц от наземных источников.

### **Построение структурной модели надёжности (безотказности) для основной системы питания переменным трёхфазным током**

Структурная модель надёжности (безотказности) основной системы питания переменным трёхфазным током воздушного судна (ВС) представляет собой формализованное логико-вероятностное описание взаимосвязей между функциональными элементами системы, отображающее их влияние на работоспособность системы в целом с учётом характера соединений (последовательное, параллельное, комбинированное) и принятых критериев отказа. Данная модель базируется на декомпозиции системы до уровня типовых элементов замены (генераторы, блоки регулирования и защиты, распределительные устройства, контакторы) и позволяет определить математическое выражение для вероятности безотказной работы системы как функции надёжности отдельных компонентов.

Вопросы анализа, исследования и построения структурных моделей надёжности (безотказности) бортовых систем ВС рассмотрены в работах [1–8].

Для анализа системы как объекта надёжности рассмотрим структурную схему системы переменного тока из эксплуатационной документации (рис. 1).

Основная система питания включает в себя две подсистемы: левого и правого бортов.

Эти две подсистемы аналогичны друг другу и состоят каждая из двух одинаковых каналов, работающих параллельно. В случае отказа одного из каналов подсистемы нагрузка с неработоспособного канала автоматически подключается к другому каналу. Поэтому каналы подсистемы в модели надёжности реализуем через параллельную связь.

Построим структурную модель надёжности (безотказности) на базе блок-схем подсистем левого и правого бортов (рис. 2).

На рис. 2 обозначены: ГП25 – привод-генераторы, БРЗУ115ВО-2с – блоки регулирования, защиты и управления работой канала генерирования, БДТ60К – блоки датчиков тока, ЦРУ371, ЦРУ372, ЦРУ381, ЦРУ382 – центральные распределительные устройства переменного тока, РУ211, РУ391, РУ221, РУ392 – распределительные устройства переменного тока.

---

<sup>1</sup> Приложение 3. Перечень минимального оборудования Ил-96-300: Руководство по лётной эксплуатации. Кн. 1. 1992.



Для вероятностей безотказной работы ГП25, БРЗУ115ВО-2с, обоих БДТ60К, ЦРУ371 из канала генератора ГП25 № 1 соответственно:

$$P_{ГП1}(t) = \exp\left(-\int_0^t \lambda_{ГП1}(\tau) d\tau\right); P_{БРЗУ1}(t) = \exp\left(-\int_0^t \lambda_{БРЗУ1}(\tau) d\tau\right);$$
$$P_{БДТ11}(t) = \exp\left(-\int_0^t \lambda_{БДТ11}(\tau) d\tau\right); P_{БДТ12}(t) = \exp\left(-\int_0^t \lambda_{БДТ12}(\tau) d\tau\right);$$
$$P_{ЦРУ1}(t) = \exp\left(-\int_0^t \lambda_{ЦРУ1}(\tau) d\tau\right);$$

для вероятностей безотказной работы ГП25, БРЗУ115ВО-2с, БДТ60К, ЦРУ372 из канала генератора ГП25 № 2 соответственно:

$$P_{ГП2}(t) = \exp\left(-\int_0^t \lambda_{ГП2}(\tau) d\tau\right); P_{БРЗУ2}(t) = \exp\left(-\int_0^t \lambda_{БРЗУ2}(\tau) d\tau\right);$$
$$P_{БДТ21}(t) = \exp\left(-\int_0^t \lambda_{БДТ21}(\tau) d\tau\right); P_{БДТ22}(t) = \exp\left(-\int_0^t \lambda_{БДТ22}(\tau) d\tau\right);$$
$$P_{ЦРУ2}(t) = \exp\left(-\int_0^t \lambda_{ЦРУ2}(\tau) d\tau\right);$$

для вероятностей безотказной работы РУ211 и РУ391 подсистемы левого борта основной системы переменного тока соответственно:

$$P_{РУ11}(t) = \exp\left(-\int_0^t \lambda_{РУ11}(\tau) d\tau\right); P_{РУ12}(t) = \exp\left(-\int_0^t \lambda_{РУ12}(\tau) d\tau\right).$$

В (3) использованы следующие обозначения.

Для вероятностей безотказной работы ГП25, БРЗУ115ВО-2с, обоих БДТ60К, ЦРУ381 из канала генератора ГП25 № 3 соответственно:

$$P_{ГП3}(t) = \exp\left(-\int_0^t \lambda_{ГП3}(\tau) d\tau\right); P_{БРЗУ3}(t) = \exp\left(-\int_0^t \lambda_{БРЗУ3}(\tau) d\tau\right);$$
$$P_{БДТ31}(t) = \exp\left(-\int_0^t \lambda_{БДТ31}(\tau) d\tau\right); P_{БДТ32}(t) = \exp\left(-\int_0^t \lambda_{БДТ32}(\tau) d\tau\right);$$
$$P_{ЦРУ3}(t) = \exp\left(-\int_0^t \lambda_{ЦРУ3}(\tau) d\tau\right);$$

для вероятностей безотказной работы ГП25, БРЗУ115ВО-2с, БДТ60К, ЦРУ382 из канала генератора ГП25 № 4 соответственно:

$$P_{ГП4}(t) = \exp\left(-\int_0^t \lambda_{ГП4}(\tau) d\tau\right); P_{БРЗУ4}(t) = \exp\left(-\int_0^t \lambda_{БРЗУ4}(\tau) d\tau\right);$$
$$P_{БДТ41}(t) = \exp\left(-\int_0^t \lambda_{БДТ41}(\tau) d\tau\right); P_{БДТ42}(t) = \exp\left(-\int_0^t \lambda_{БДТ42}(\tau) d\tau\right);$$
$$P_{ЦРУ4}(t) = \exp\left(-\int_0^t \lambda_{ЦРУ4}(\tau) d\tau\right);$$

для вероятностей безотказной работы РУ221 и РУ392 подсистемы правого борта основной системы переменного тока соответственно:

$$P_{\text{РУ11}}(t) = \exp\left(-\int_0^t \lambda_{\text{РУ11}}(\tau) d\tau\right); \quad P_{\text{РУ12}}(t) = \exp\left(-\int_0^t \lambda_{\text{РУ12}}(\tau) d\tau\right).$$

В (2) и (3)  $\lambda_{\text{XX}}(\tau)$  – интенсивности отказов блоков основной системы питания переменным трёхфазным током, индекс XX указывает на соответствующий блок согласно принятым в (2), (3) обозначениям.

Уравнение (2) определяет математическую модель надёжности (безотказности) подсистемы левого борта, уравнение (3) – подсистемы правого борта основной системы питания переменным трёхфазным током.

### Построение имитационной модели надёжности (безотказности) для основной системы питания переменным трёхфазным током

Имитационная модель надёжности основной системы питания переменным трёхфазным током ВС представляет собой компьютерную реализацию алгоритмов функционирования системы, позволяющую воспроизводить во времени процессы возникновения и развития отказов её элементов с учётом случайного характера наработки до отказа, логики переключений на резерв и заданных критериев отказа. Построенная, как правило, в форме деревьев отказов или на основе событийно-управляемого моделирования имитационная модель даёт возможность численно оценивать вероятностные характеристики надёжности (вероятность отказа, плотность распределения наработки до отказа, интенсивность отказов) при различных исходных данных и законах распределения. В отличие от аналитических структурных моделей, имитационное моделирование позволяет учитывать сложные зависимости, временные последовательности отказов и динамику восстановления, что особенно важно для анализа резервированных систем с перекрёстным питанием, подобных СЭС самолёта Ил-96-300, и для обоснования требований ПМО.

Теоретические и прикладные аспекты имитационного моделирования бортовых СЭС ВС получили развитие в [9, 10].

Проанализировав структурную модель надёжности (безотказности) (рис. 2), построим в программной среде SimInTech имитационные модели надёжности (безотказности) для каждой из подсистем левого и правого бортов отдельно и для всей основной системы питания переменным трёхфазным током и рассчитаем показатели надёжности (безотказности). Примем следующие значения для интенсивностей отказов каждого элемента:

$$\begin{aligned} \lambda_{\text{ГП1}}(\tau) &= \lambda_{\text{ГП2}}(\tau) = \lambda_{\text{ГП3}}(\tau) = \lambda_{\text{ГП4}}(\tau) = 1,5 \cdot 10^{-4} \text{ ч}^{-1}; \\ \lambda_{\text{БРЗУ1}}(\tau) &= \lambda_{\text{БРЗУ2}}(\tau) = \lambda_{\text{БРЗУ3}}(\tau) = \lambda_{\text{БРЗУ4}}(\tau) = 1,5 \cdot 10^{-5} \text{ ч}^{-1}; \\ \lambda_{\text{БДТ11}}(\tau) &= \lambda_{\text{БДТ12}}(\tau) = \lambda_{\text{БДТ21}}(\tau) = \lambda_{\text{БДТ22}}(\tau) = 2,5 \cdot 10^{-6} \text{ ч}^{-1}; \\ \lambda_{\text{БДТ31}}(\tau) &= \lambda_{\text{БДТ32}}(\tau) = \lambda_{\text{БДТ41}}(\tau) = \lambda_{\text{БДТ42}}(\tau) = 2,5 \cdot 10^{-6} \text{ ч}^{-1}; \\ \lambda_{\text{ЦРУ1}}(\tau) &= \lambda_{\text{ЦРУ2}}(\tau) = \lambda_{\text{ЦРУ3}}(\tau) = \lambda_{\text{ЦРУ4}}(\tau) = 5 \cdot 10^{-6} \text{ ч}^{-1}; \\ \lambda_{\text{РУ11}}(\tau) &= \lambda_{\text{РУ12}}(\tau) = \lambda_{\text{РУ11}}(\tau) = \lambda_{\text{РУ12}}(\tau) = 5 \cdot 10^{-6} \text{ ч}^{-1}. \end{aligned}$$

Отказ основной системы питания переменным током возможен в случае отказа левой подсистемы и правой подсистемы. Тогда имитационную модель надёжности (безотказности) основной системы питания переменным током возможно реализовать в виде дерева отказов (рис. 3).

Имитационную модель надёжности (безотказности) подсистемы левого борта основной системы питания переменным током возможно реализовать в виде дерева отказов (рис. 4).

Имитационная модель надёжности (безотказности) подсистемы правого борта имеет вид, аналогичный имитационной модели подсистемы левого борта.

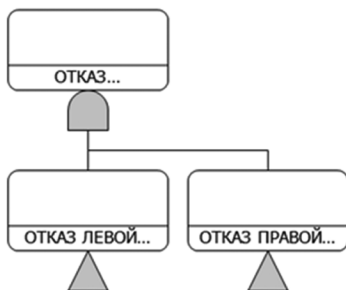


Рис. 3. Дерево отказов основной системы питания переменным током

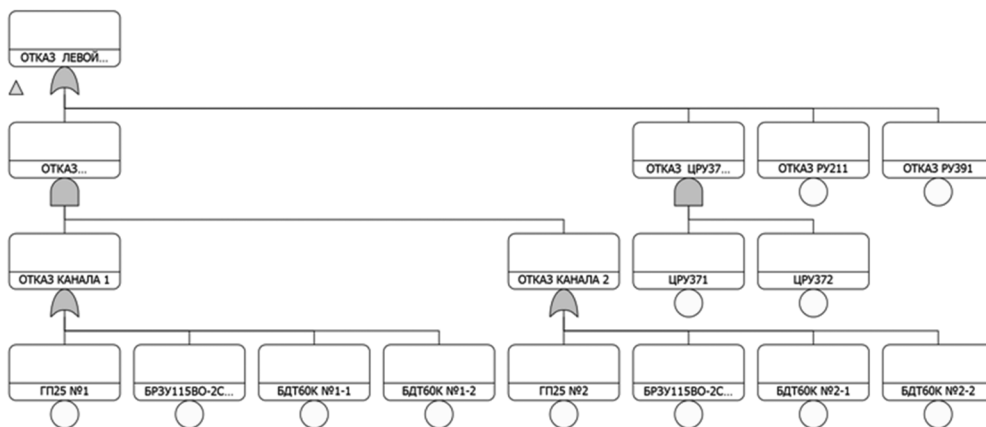


Рис. 4. Имитационная модель надёжности левой подсистемы основной СЭС переменного тока

В результате имитационного моделирования получены графики показателей безотказности основной системы питания переменным током: графики вероятности отказа (рис. 5), плотности вероятности наработки до отказа (рис. 6) и интенсивности отказов (рис. 7). Графики демонстрируют высокую «живучесть» СЭС.

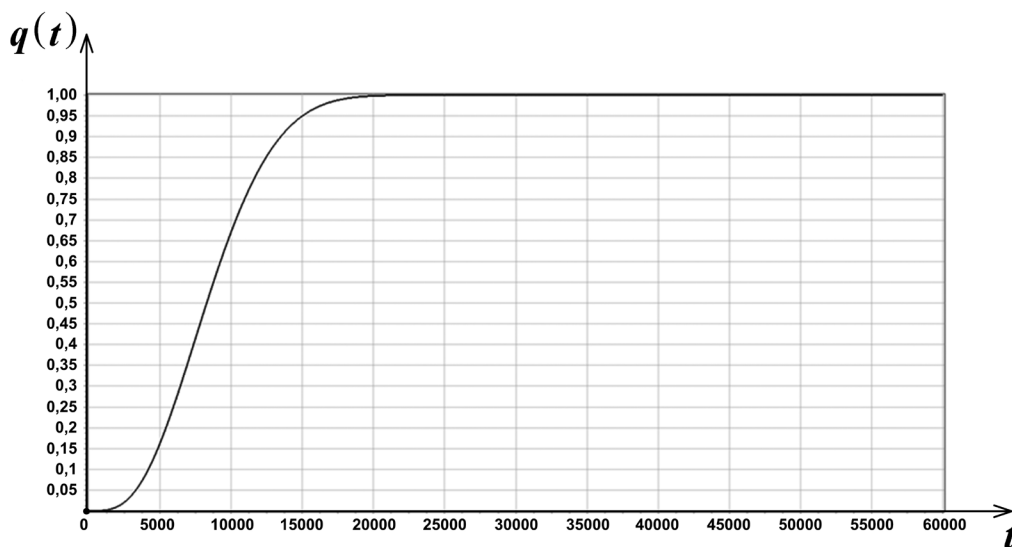
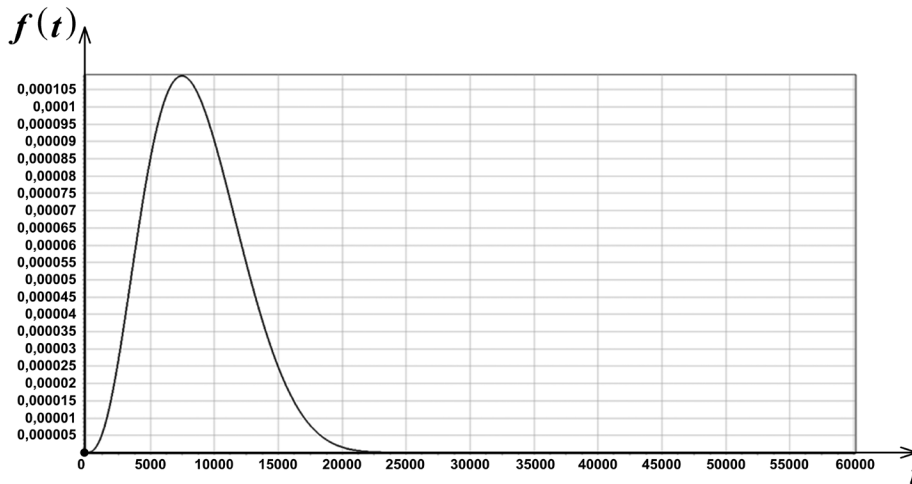


Рис. 5. Вероятность отказа основной системы питания переменным током

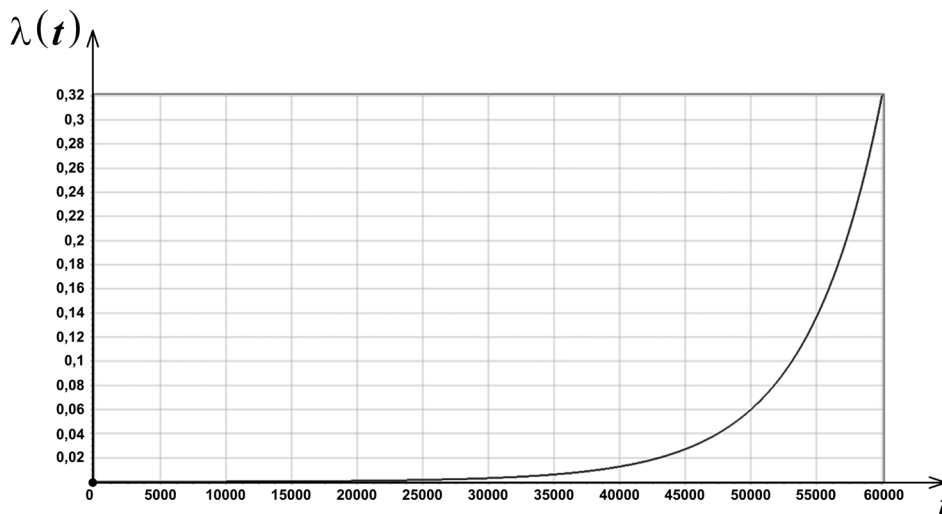
Небольшой наклон кривых  $q(t)$  и  $\lambda(t)$  на начальном этапе (первые тысячи часов) свидетельствует о том, что отказы отдельных элементов (например, одного из генераторов) не приводят к отказу всей системы в целом благодаря автоматическому переключению на резерв. Физически

это означает, что система переходит в состояние частичной работоспособности, но продолжает функционировать в режиме резервирования.



**Рис. 6.** Плотность вероятности наработки до отказа основной системы питания переменным током

Далее наблюдается постепенное увеличение интенсивности отказов.



**Рис. 7.** Интенсивность отказов основной системы питания переменным током

Анализ результатов имитационного моделирования показывает, что:

1. Вероятность отказа постепенно увеличивается с течением времени; после отметки 20000 ч вероятность отказа становится постоянной со значением 100 % (рис. 5). Из этого следует, что после 20000 ч основная система питания переменным током должна быть заменена.
2. Так как плотность наработки на отказ характеризует частоту отказов на интервале времени, из рис. 6 следует, что на отметке 7500 ч частота отказов становится максимальной, а затем уменьшается.
3. Интенсивность отказов (рис. 7) постепенно увеличивается после отметки 20000 ч.

### Анализ ПМО СЭС самолёта Ил-96-300

Рассмотрим, насколько показатели безотказности основной системы питания переменным током, полученные методами структурного и имитационного моделирования, соответствуют

нормативным требованиям ПМО, определяющим допустимые конфигурации системы с неисправностями [11].

В разделе ПМО, посвящённом СЭС (стр. 11 Приложения 3 к Руководству по лётной эксплуатации), указано, что допустимый интервал эксплуатации с неисправностями (отказами) СЭС регламентируется категорией «АБ» (ремонт на базовом аэродроме).

Рассмотрим практическую реализацию положений ПМО применительно к отказам каналов генерирования переменного тока напряжением 115/200 В частотой 400 Гц. Как указано выше, основная СЭС переменного тока включает четыре независимых канала генерирования (4 привод-генератора ГП25).

В ПМО самолёта Ил-96-300: «Канал генерирования переменного тока: всего – 4, минимум – 3. Вылет разрешается, если не было короткого замыкания на шине. Кнопка-табло ОБЪЕДИН~ должна быть нажата».

В терминах структурной модели надёжности данное требование означает, что система сохраняет работоспособность при отказе одного из четырёх каналов генерирования. Вероятность безотказной работы системы при условии, что для функционирования достаточно любых 3 исправных каналов из 4, описывается формулой:

$$P_{\text{сист}}(t) = C_4^3 P_{\text{кан}}^3(t) (1 - P_{\text{кан}}(t))^1 + C_4^4 P_{\text{кан}}^4(t) (1 - P_{\text{кан}}(t))^0, \quad (4)$$

где  $P_{\text{сист}}(t)$  – вероятность безотказной работы всей системы в течение времени  $t$ ;  $P_{\text{кан}}(t)$  – вероятность безотказной работы одного канала генерирования за время  $t$  (с учётом последовательно включённых элементов: ГП25, БРЗУ115ВО-2с, БДТ60К, ЦРУ382);  $1 - P_{\text{кан}}(t)$  – вероятность отказа одного канала за время  $t$ ;  $C_4^3 = 4$  – число сочетаний, сколькими способами можно выбрать 3 работающих канала из 4 (или 1 отказавший канал из 4);  $C_4^4 = 1$  – число сочетаний, когда все 4 канала работают.

При типовых значениях интенсивности отказов  $\lambda_{\text{кан}} = 5 \cdot 10^{-5} \text{ ч}^{-1}$  и наработке  $t = 1000 \text{ ч}$  вероятность безотказной работы одного канала составляет  $P_{\text{кан}}(1000) \approx 0,951$ . Тогда вероятность безотказной работы системы с требованием «минимум 3 из 4»:

$$P_{\text{сист}}(t) = C_4^3 \cdot 0,951^3 \cdot (1 - 0,951)^1 + C_4^4 \cdot 0,951^4 \cdot (1 - 0,951)^0 = 0,986.$$

Таким образом, система сохраняет высокую надёжность (безотказность) (вероятность работоспособности 0,986) даже при допущении отказа одного канала, что полностью соответствует результатам имитационного моделирования (рис. 6); вероятность отказа основной системы в первые 1000 ч работы не превышает 0,015.

Условие «Кнопка-табло ОБЪЕДИН~ должна быть нажата» инициирует замыкание контактов, соединяющих шины левого и правого бортов, что позволяет перераспределить нагрузку с отказавшего канала на исправные каналы противоположного борта.

С позиции теории надёжности нажатие данной кнопки переводит систему из режима с отдельными подсистемами (левый и правый борт работают независимо) в режим полного резервирования с нагруженным резервом. Математически это означает, что структурная модель с последовательным соединением подсистем трансформируется в модель с параллельным соединением всех четырёх каналов (система типа «4 из 4» с возможностью перекрёстного питания). Вероятность безотказной работы в этом режиме описывается выражением:

$$P_{\text{сист}}(t) = 1 - (1 - P_{\text{лев}}(t))(1 - P_{\text{прав}}(t)), \quad (5)$$

что даёт более высокие показатели надёжности, но требует выполнения условия целостности соединяемых шин (отсутствие короткого замыкания).

## Заключение

Выполнен анализ основной системы питания переменным током СЭС самолёта Ил-96-300 как объекта надёжности, построены структурные модели надёжности (безотказности) для подсистем левого и правого бортов, а также для всей основной системы питания переменным током.

Определены математические модели надёжности (безотказности) для подсистем левого и правого бортов, а также для всей основной системы питания переменным током.

В среде имитационного моделирования SimInTech построены имитационные модели надёжности (безотказности) на основе деревьев отказов для подсистем левого и правого бортов, а также для всей основной системы питания переменным током, получены графики зависимостей показателей безотказности (вероятности отказа, плотности вероятности наработки до отказа и интенсивности отказов) для подсистем левого и правого бортов, а также для всей основной системы питания переменным током. Построенные имитационные модели надёжности (безотказности) также могут быть использованы для построения имитационных моделей остальных подсистем бортовой СЭС самолёта Ил-96-300, для построения имитационных моделей остальных систем, входящих в состав бортовых АЭС и ПНК самолёта Ил-96-300, а также других отечественных и зарубежных ВС гражданской авиации. Построенные имитационные модели надёжности (безотказности) могут быть использованы для расчёта характеристик надёжности как при экспоненциальном распределении плотности вероятности отказа, так и при других распределениях: нормальном, Вейбулла, Пуассона, Рэлея и т. д.

Проведённый анализ конкретного положения ПМО для каналов генерирования переменного тока показал, что ПМО СЭС самолёта Ил-96-300 представляет собой не просто перечень допустимых отказов, а научно обоснованную систему ограничений, базирующуюся на результатах структурного анализа надёжности (безотказности) и имитационного моделирования.

Структурные и имитационные модели в совокупности образуют методологическую основу для прогнозирования технического состояния, оптимизации эксплуатационных ограничений и совершенствования системы поддержания лётной годности ВС.

Результаты, полученные в работе, также могут быть использованы в процессе модернизации алгоритмов функционирования бортовых систем технического обслуживания существующих отечественных ВС и при разработке интегрированных систем управления техническим состоянием перспективных отечественных ВС.

**Конфликт интересов.** Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

**Conflict of interest.** The authors declares no conflict of interest.

## Список источников

1. Бирюков В. И., Пронин О. Ю., Радченко А. В. Алгоритм прогнозирования надёжности (безотказности) изделий авиационной и ракетно-космической техники на стадии проектирования // Вестник Московского авиационного института. 2013. Т. 20. № 2. С. 72–79.
2. Ермакбаев С. Ш., Надырбеков Д. Х. О некоторых вопросах надёжности авиационной техники // Труды международного симпозиума «Надёжность и качество». 2017. Т. 1. С. 139–142.
3. Куатов Б. Ж., Нуржанов Д. Х., Жумашев Н. Г. Управление надёжностью авиационной техники // Труды международного симпозиума «Надёжность и качество». 2017. Т. 1. С. 142–143.
4. Лукасов В. В., Никушкин Н. В. Обеспечение надёжности авиационной техники с использованием вероятностных законов распределения // Механики XXI века. 2024. № 23. С. 9–18.
5. Султанов Н. З., Уханов В. С., Уханов А. В. Анализ методов и технологических процессов обеспечения надёжности изделий авиационной техники // Вестник Курганского государственного университета. Серия: Технические науки. 2017. № 2(45). С. 65–68.

6. Deodatis G., Asada H. Reliability of aircraft structures under non-periodic inspection: a bayesian approach. *Engineering Fracture Mechanics*, 1996, vol. 53, no. 5, pp. 789–805.
7. Yang J., Huang H. Z., Sun R. et al. Reliability analysis of aircraft servo-actuation systems using evidential networks. *International Journal of Turbo and Jet Engines*, 2012, vol. 29, no. 2, pp. 59–68. [https://doi.org/ 10.1515/tjj-2012-0011](https://doi.org/10.1515/tjj-2012-0011)
8. Cui X., Li T., Wang Sh. et al. Reliability modeling based on power transfer efficiency and its application to aircraft actuation system. *Eksploatacja i Niezawodność – Maintenance and Reliability*, 2020, vol. 22, no. 2, pp. 282–296. <https://doi.org/10.17531/ein.2020.2.11>
9. Демченко А. Г. Имитационная модель авиационного синхронного генератора // Электропитание. 2017. № 4. С. 26–38.
10. Халютин С. П. Математическое моделирование электроэнергетических комплексов самолётов с использованием объектного подхода // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2007. № 115. С. 105–111.
11. Михеев А. А., Демина Л. В. Особенности разработки Главных перечней минимального оборудования для современных воздушных судов // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2015. № 10(321). С. 26–33.

## References

1. Biryukov V. I., Pronin O. Yu., Radchenko A. V. Algorithm for predicting the reliability of aviation and rocket-space technology products at the design stage. *Aerospace MAI Journal*, 2013, vol. 20, no. 2, pp. 72–79. (In Russ.)
2. Ermekbaev S. Sh., Nadyrbekov D. Kh. On some issues of aviation equipment reliability. *Proceedings of the International Symposium “Reliability and Quality”*, 2017, vol. 1, pp. 139–142. (In Russ.)
3. Kuatov B. Zh., Nurzhanov D. Kh., Zhumashev N. G. Reliability management of aviation equipment. *Proceedings of the International Symposium “Reliability and Quality”*, 2017, vol. 1, pp. 142–143. (In Russ.)
4. Lukasov V. V., Nikushkin N. V. Ensuring the reliability of aviation equipment using probabilistic distribution law. *Mechanical engineers to XXI century*, 2024, no. 23, pp. 9–18. (In Russ.)
5. Sultanov N. Z., Ukhanov V. S., Ukhanov A. V. Analysis of methods and technological processes of reliability of aviation technology products. *Bulletin of Kurgan State University. Series: Technical Sciences*, 2017, no. 2(45), pp. 65–68. (In Russ.)
6. Deodatis G., Asada H. Reliability of aircraft structures under non-periodic inspection: a bayesian approach. *Engineering Fracture Mechanics*, 1996, vol. 53, no. 5, pp. 789–805.
7. Yang J., Huang H. Z., Sun R. et al. Reliability analysis of aircraft servo-actuation systems using evidential networks. *International Journal of Turbo and Jet Engines*, 2012, vol. 29, no. 2, pp. 59–68. [https://doi.org/ 10.1515/tjj-2012-0011](https://doi.org/10.1515/tjj-2012-0011)
8. Cui X., Li T., Wang Sh. et al. Reliability modeling based on power transfer efficiency and its application to aircraft actuation system. *Eksploatacja i Niezawodność – Maintenance and Reliability*, 2020, vol. 22, no. 2, pp. 282–296. <https://doi.org/10.17531/ein.2020.2.11>
9. Demchenko A. G. Simulated model of an airborne synchronous generator in phase coordinates. *Power supply*, 2017, no. 4, pp. 26–38. (In Russ.)
10. Khalyutin S. P. Mathematical modeling of aircraft electrical power systems using object-oriented technology. *Civil Aviation High Technologies*, 2007, no. 115, pp. 105–111. (In Russ.)
11. Mikheev A. A., Demina L. V. Peculiarities of the development of master minimum equipment lists for modern aircraft. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2015, no. 10(321), pp. 26–33. (In Russ.)

## Информация об авторах

Демченко Алексей Геннадьевич, кандидат технических наук, доцент, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия, demmasterr@yandex.ru

**Шаталин Вячеслав Игоревич**, старший преподаватель, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия, v.shatalin@mstuca.ru

### **Authors information**

**Demchenko Alexey G.**, Candidate of Sciences (Engineering), Associate Professor, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, demmasterr@yandex.ru

**Shatalin Viacheslav I.**, Senior Lecturer, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, v.shatalin@mstuca.ru

*Статья поступила в редакцию 27.03.2026; одобрена после рецензирования 03.04.2026; принята к публикации 17.04.2026.*

*The article was submitted 27.03.2026; approved after reviewing 03.04.2026; accepted for publication 17.04.2026.*

Научная статья

УДК 629.735.015.4:539.433

## ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ПОВРЕЖДЕНИЯ ФИТИНГОВ ШПАНГОУТОВ ФЮЗЕЛЯЖЕЙ ВЕРТОЛЁТОВ ТИПА МИ-8, ВЫЗВАННЫЕ УСТАЛОСТЬЮ МАТЕРИАЛА

Ф. Ф. РАЗИНЬКОВ, Ю. А. ПОТАПЕНКО, А. И. ЛОСЕВ

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

**Аннотация.** Приведены основные результаты анализа вызванных усталостью материала эксплуатационных повреждений стыковочных и присоединительных фитингов шпангоутов фюзеляжей вертолётов типа Ми-8. Лабораторными исследованиями установлено, что разрушение стыковочного фитинга силового шпангоута № 13 центральной части фюзеляжа (ЦЧФ) вертолёта Ми-8 обусловлено усталостью материала и не имеет признаков разрушения вследствие повторно-статического нагружения. Определены фитинги шпангоутов фюзеляжей, в которых наиболее часто выявляются повреждения усталостного характера. Такими являются фитинги силовых шпангоутов № 7 и № 10 ЦЧФ. Установлено, что распределение усталостных повреждений фитингов по правому и левому бортам фюзеляжа носит явно выраженный асимметричный характер. На основе статистических данных минимальная оценочная величина наработки с начала эксплуатации (СНЭ), при которой требуются работы по выявлению трещин усталостного характера в стыковочных фитингах силовых шпангоутов фюзеляжа, составила 5105 ч. Этот результат согласуется с возможностью увеличения наработки СНЭ до первого ремонта до величины 4000–4500 ч для парка вертолётов, аналогично нагруженных и конструктивно подобных вертолётам типа Ми-8. Интервал рассчитанных оценочных минимальных величин требуемой периодичности проведения осмотров стыковочных фитингов силовых шпангоутов фюзеляжа составил от 1812 до 2112 ч, что с учётом ранее рассчитанной продолжительности развития усталостной трещины в фитинге шпангоута № 13 ЦЧФ, составляющей не менее 100 часов, позволило рекомендовать проведение дефектации фитингов в условиях авиационных ремонтных заводов с периодичностью 2000 ч.

**Ключевые слова:** вертолёт Ми-8, фюзеляж, стыковочный фитинг, присоединительный фитинг, шпангоут, обшивка, эксплуатационное повреждение, усталость, трещина, эксплуатация авиационной техники

**Для цитирования:** Разиньков Ф. Ф., Потапенко Ю. А., Лосев А. И. Эксплуатационные повреждения фитингов шпангоутов фюзеляжей вертолётов типа Ми-8, вызванные усталостью материала // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2026. № 54. С. 33–42.

Original Article

## OPERATIONAL DAMAGE TO FUSELAGE FRAME FITTINGS OF Mi-8 HELICOPTERS CAUSED BY MATERIAL FATIGUE

F. F. RAZINKOV, YU. A. POTAPENKO, A. I. LOSEV

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

**Abstract.** The main results of the analysis of operational damage caused by material fatigue to the docking and connecting fittings of fuselage frames of Mi-8 helicopters are presented. Laboratory studies have established that the destruction of the docking fitting of the power frame no. 13 of the central fuselage of the Mi-8 helicopter is due to material fatigue and has no signs of destruction due to repeated static loading. The fittings of the fuselage frames have been identified, in which fatigue damage is most often detected. These are the fittings of the power frames no. 7 and no. 10 of the central fuselage. It was found that the distribution of fatigue damage to the fittings on the right and left sides of the fuselage is clearly asymmetrical. Based on statistical data, the minimum estimated operating time since the beginning of operation, which requires work to identify fatigue cracks in the docking fittings of the fuselage power frames, was 5105 hours, which does not impose restrictions on the possibility of increasing the operating time before the first repair to 4000-4500 hours for a fleet of helicopters similarly loaded and structurally similar Mi-8 type helicopters. The interval of the calculated estimated minimum values of the required frequency of inspections of the docking fittings of the fuselage power frames ranged from 1812 to 2112 hours, which, taking into account the previously calculated duration of fatigue crack growth in the fitting of the frame no. 13 of the central fuselage, which was at least 100 hours, allowed us to recommend defecation of fittings in aircraft repair plants with a frequency of 2000 hours.

**Keywords:** Mi-8 helicopter, fuselage, docking fitting, connecting fitting, frame, skin, operational damage, fatigue, crack, operation of aircraft

**For citation:** Razinkov F. F., Potapenko Yu. A., Losev A. I. Operational damage to fuselage frame fittings of Mi-8 helicopters caused by material fatigue. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2026, no. 54, pp. 33–42. (In Russ.)

## Введение

Фитинги шпангоутов являются компонентами основных конструктивных элементов воздушных судов, разрушение или повреждение которых ведёт к невыполнению требований норм Международной организации гражданской авиации (ИКАО) по сохранению целостности конструкции с точек зрения предупреждения как образования коррозии, так и повреждений усталостного характера [1].

В данной статье термин «повреждение», так же как и в ранее опубликованных статьях [2, 3], используется применительно к усталостным трещинам, выявленным в объектах исследования в процессе эксплуатации авиационной техники.

## Цель исследования

Целями исследования являются:

- определение характера и продолжительности разрушения стыковочного фитинга силового шпангоута фюзеляжа вертолёт типа Ми-8;
- прогнозирование расположения зон с наибольшей усталостной повреждаемостью фитингов шпангоутов фюзеляжей вертолёт типа Ми-8;
- оценка возможности увеличения межремонтного (и до первого ремонта) ресурса для парка вертолёт, аналогично нагруженных и конструктивно подобных вертолёт типа Ми-8.

## Краткая характеристика объекта исследования

Фитинги шпангоутов фюзеляжей вертолёт типа Ми-8 подразделяются на присоединительные и стыковочные. К присоединительным относятся фитинги, предназначенные для крепления к фюзеляжу отдельных узлов агрегатов, таких, как узлы крепления шасси, подкосов двигателя, главного редуктора, подвесных топливных баков, лебёдки ЛППГ-150 с бортовой стрелой и других.

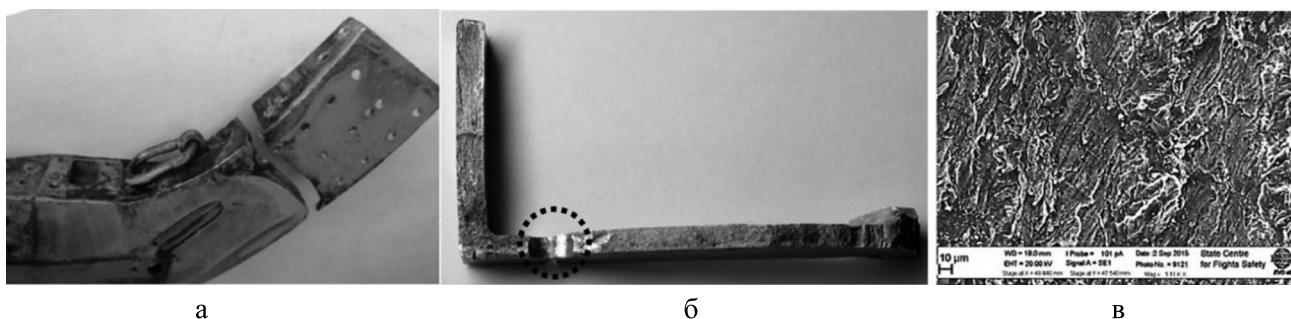
Стыковочные фитинги предназначены для соединения боковин силовых шпангоутов № 7, № 10 и № 13 ЦЧФ с соответствующими нижними балками шпангоутов под полом грузовой кабины ЦЧФ [4].

### Краткий обзор выявления повреждений, проведённых доработок конструкции и установления характера разрушения фитингов шпангоутов фюзеляжей вертолётов типа Ми-8

В наиболее сложных эксплуатационных условиях находятся все расположенные ниже уровня пола грузовой кабины стыковочные фитинги шпангоутов ЦЧФ и присоединительные фитинги узлов крепления амортизационной стойки передней опоры и основных опор шасси к фюзеляжу. В таких фитингах выявляется целый спектр эксплуатационных повреждений, в том числе коррозионного [5, 6], износного [7] и усталостного характера. По мнению Разработчика (АО «НЦВ Миль и Камов»), повреждения, выявляемые в основных элементах конструкции центральной части фюзеляжа, не относящихся к деталям, сопряжённым с узлами крепления главного редуктора, и в элементах крепления шасси, обусловлены повторно-статическим нагружением от циклов «земля-воздух-земля» (З-В-З) [8].

На ранних стадиях эксплуатации вертолётов типа Ми-8 повреждения в виде трещин наиболее часто выявлялись в стыковочных фитингах 8АТ-0360-132-01 (02) шпангоутов № 13 ЦЧФ. Для устранения этого повторяющегося дефекта был разработан и 08.08.1980 введён в действие доработочный бюллетень № М720-ДК «Вертолёт Ми-8. По вопросу: Проверка фитингов и установка усиливающих накладок на фитинги шпангоута № 13 фюзеляжа». На всех эксплуатирующихся в настоящее время вертолётах типа Ми-8 фитинги шпангоутов № 13 имеют стальную усиливающую накладку.

С целью определения характера разрушения фитингов шпангоутов фюзеляжей были проведены лабораторные исследования разрушенного стыковочного фитинга 8АТ-0360-132-2 силового шпангоута № 13 ЦЧФ (рис. 1а) вертолёта Ми-8Т RA-24109 (зав. № 98839544). Проведённое фрактографическое исследование поверхностей изломов фитинга позволило установить, что разрушение имеет многоцикловый усталостный характер (рис. 1б) и обусловлено недостаточным сопротивлением усталости конструкции. Проведённое микрофрактографическое исследование позволило выявить в начальной зоне развития трещины фитинга шпангоута № 13 ЦЧФ микрорельеф излома типа «строчечность» (рис. 1в), характерный для многоциклового усталостного разрушения<sup>1</sup>.



**Рис. 1.** Вид на разрушенный правый фитинг 8АТ-0360-132-2 шпангоута № 13 ЦЧФ вертолёта Ми-8Т RA-24109 – а; усталостный излом фитинга, зона начала развития усталостной трещины выделена пунктиром – б; микрорельеф излома фитинга на начальном участке роста трещины в виде строчечности с микролиниями – в

Рассчитанная в результате проведённого количественного микрофрактографического исследования поверхности излома продолжительность развития усталостной трещины фитинга

<sup>1</sup> Заключение № 132/274-Ми-8Т/15 по результатам исследования фитинга 8АТ-0360-132-1 шпангоута № 13 ЦЧФ вертолёта Ми-8Т RA-24109. Москва: ГосНИИ ГА, 2015. 9 с.

шпангоута № 13 ЦЧФ составила не менее 130 полётов, что для вертолётa Ми-8Т RA-24109 соответствует не менее чем 100 часам налёта.

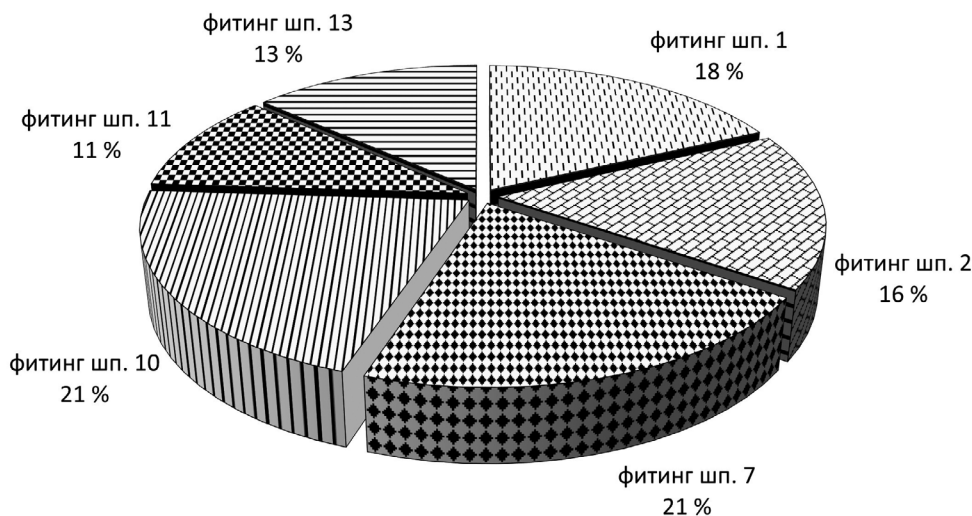
Разрушенный стыковочный фитинг шпангоута № 13 фюзеляжа, являясь соединительным звеном между боковиной силового шпангоута и нижней его балкой [4], относится к основным конструктивным элементам ЦЧФ, расположенным вне зоны узлов крепления главного редуктора, однако признаков повторно-статического нагружения от циклов 3-В-3 на поверхности излома этого фитинга не имеется.

Таким образом, версия Разработчика о том, что многоцикловые нагрузки вносят основную повреждаемость для хвостовой и концевой балок, а также различных узлов в районе главного редуктора, в то время как для основных элементов конструкции ЦЧФ и элементов крепления шасси определяющими являются повторно-статические нагрузки от циклов 3-В-3 [8], не нашла подтверждения в результатах проведённого исследования, как и в результатах ранее проведённых исследований шпангоутов № 10 ЦЧФ в зоне крепления амортизаторов основных опор шасси [9].

### Анализ распределения эксплуатационных повреждений, вызванных усталостью материала фитингов шпангоутов, по зонам фюзеляжа

К 01.01.2026 проанализированы данные об эксплуатационных повреждениях, в том числе усталостного характера, выявленных с 2009 года при проведении 1206 инспекций лётной годности (оценок технического состояния) в авиационных предприятиях и при дефектации в авиаремонтных заводах 505 экземпляров вертолётov типа Ми-8.

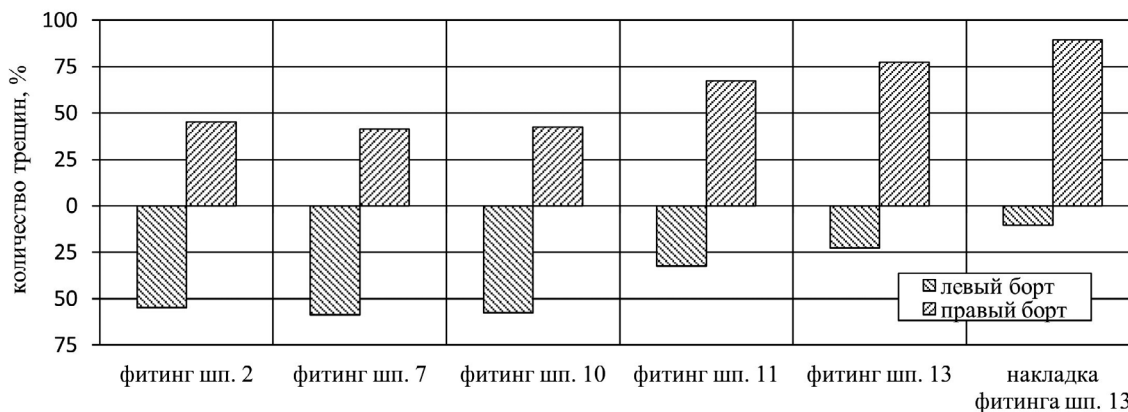
В течение анализируемого периода эксплуатации наиболее часто повреждения усталостного характера выявлялись во всех стыковочных фитингах шпангоутов ЦЧФ (далее фитинги шпангоутов № 7, № 10, № 13), а также в присоединительных фитингах узлов крепления лебёдки ЛПГ-150 с бортовой стрелой, установленных на стыке шпангоутов № 5Н носовой части фюзеляжа и № 1 ЦЧФ [4] (далее – фитинги шпангоута № 1), фитингах узлов крепления подкосов передней опоры шасси, установленных на шпангоуте № 2 ЦЧФ (далее – фитинги шпангоута № 2), а также в фитингах, установленных на шпангоуте № 11 ЦЧФ (далее – фитинги шпангоута № 11).



**Рис. 2.** Гистограмма процентного соотношения количества трещин из общей совокупности повреждений усталостного характера, выявленных в фитингах шпангоутов фюзеляжей вертолётov

Несмотря на усиление стальной накладкой фитинга шпангоута № 13, изготовленного из алюминиевого сплава АК-6, трещины, выявленные в данных фитингах, составляют около 13 % из совокупности анализируемой выборки (рис. 2).

Распределение зарегистрированных в фитингах шпангоутов ЦЧФ трещин справа и слева от продольных осей фюзеляжей (по полёту) приведено на рис. 3 (без учёта трещин, выявленных в фитингах шпангоута № 1, т. к. все фитинги узла крепления лебёдки и грузовой стрелы установлены по левому борту фюзеляжей вертолётов) [4].

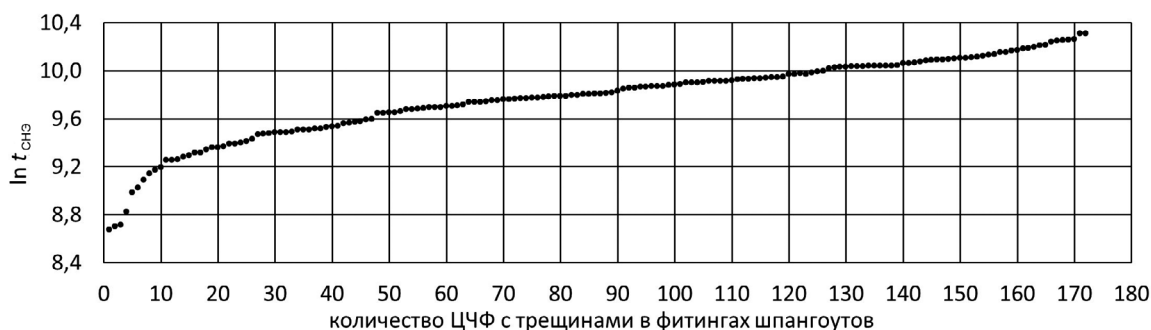


**Рис. 3.** Гистограмма распределения в продольном направлении ЦЧФ суммарного количества трещин в фитингах шпангоутов (и накладках фитинга шпангоута № 13 ЦЧФ) справа и слева от продольной оси фюзеляжа

Распределение носит явно выраженный несимметричный характер. При этом, если в носовой и центральной частях ЦЧФ количество выявленных трещин несколько больше в фитингах шпангоутов по левому борту, то в задней части ЦЧФ, начиная с фитинга шпангоута № 11, преобладают трещины, выявленные в фитингах шпангоутов по правому борту фюзеляжей вертолётов. Особенно наглядно это превалирование наблюдается в фитингах шпангоута № 13 и его стальных накладках (приведены для сравнения), являющихся замыкающими конструктивными элементами в поперечном силовом наборе грузовой кабины ЦЧФ вертолёта [4].

### Анализ распределения эксплуатационных повреждений, вызванных усталостью материала фитингов шпангоутов фюзеляжа, по наработке СНЭ

Распределение общего количества трещин усталостного характера, выявленных суммарно во всех анализируемых фитингах шпангоутов фюзеляжей, по наработке СНЭ приведено на гистограмме рис. 4.



**Рис. 4.** Точечная гистограмма распределения логарифма наработки  $t_{\text{СНЭ}}$ , ч – времени СНЭ до выявления трещин в фитингах шпангоутов фюзеляжей

Минимальная наработка СНЭ, при которой в одном из анализируемых фитингов, а именно – в фитинге шпангоута № 13 вертолёта Ми-8Т RA-24131 (зав. № 98841180), была выявлена

трещина, составляет 5848 ч, что существенно больше, чем минимальная наработка СНЭ до выявления трещин в шпангоутах (2389 ч [2]) и обшивке (2662 ч [3]) ЦЧФ вертолётов типа Ми-8.

Распределение среднего суммарного количества трещин, выявленных в фитингах единичного фюзеляжа из числа фитингов с трещинами, по интервалам наработки СНЭ приведено на рис. 5. Минимальная наработка СНЭ, при которой трещины были выявлены одновременно в нескольких фитингах шпангоутов (в фитингах шпангоутов № 1, № 2 и № 7) единичного фюзеляжа, составляет 7969 ч (вертолёт Ми-8Т RA-25158, зав. № 99047875).



**Рис. 5.** Гистограмма распределения среднего суммарного количества трещин в фитингах шпангоутов единичного фюзеляжа вертолёта типа Ми-8 по интервалам наработки СНЭ

Таким образом, начиная с наработки СНЭ приблизительно 8000 ч усталостные повреждения ЦЧФ единичных экземпляров вертолётов типа Ми-8 по признаку выявления трещин в двух и более фитингах шпангоутов могут характеризоваться как многоэлементные<sup>2</sup>.

### **Оценочный расчёт продолжительности эксплуатации вертолётов типа Ми-8 до выявления первых усталостных трещин и минимальной периодичности осмотров стыковочных фитингов шпангоутов фюзеляжей вертолётов типа Ми-8**

Доступность в эксплуатации к осмотру большинства фитингов шпангоутов фюзеляжа крайне ограничена, т. к. конструктивно фитинги находятся либо под внутренней обшивкой ЦЧФ, как фитинги шпангоута № 1, либо закрыты обшивкой и «рифлёнкой» грузового пола в случае стыковочных фитингов шпангоутов № 7, № 10 и № 13 ЦЧФ. В связи с этим подавляющее количество трещин в фитингах шпангоутов фюзеляжей выявляется при проведении дефектации на частично разобранном вертолёте в условиях авиационных ремонтных заводов.

Вместе с тем, в настоящее время актуальным остаётся вопрос о возможности увеличения межремонтного (и до первого ремонта) ресурса для парка вертолётов Ми-8 всех типов и модификаций [10]. С этой целью проводятся исследования возможности увеличения действующего в настоящее время для вертолётов Ми-8 всех типов и модификаций межремонтного ресурса, равного 2000 ч<sup>3</sup>, а также ресурса до первого ремонта, действующего для вертолётов типа Ми-8МТВ-1 и Ми-8АМТ и также равного 2000 ч<sup>4</sup>, до наработки 4000–4500 ч. Поэтапное увеличение межремонтного ресурса (и до первого ремонта для вертолётов типа Ми-8МТВ-1 и Ми-8АМТ) допускается в настоящее время для экземпляров вертолётов Ми-8 всех типов и

<sup>2</sup> Рекомендательный циркуляр РЦ-АП25.571-1А. Оценка допустимости повреждений и усталостной прочности конструкции. Москва: ЦАГИ, 2015. 107 с.

<sup>3</sup> Бюллетень от 25.10.2017 № М3613-БЭ-Г. Вертолёт Ми-8. По вопросу: ресурсы и сроки службы вертолётов Ми-8 и их модификаций.

<sup>4</sup> Бюллетень от 22.12.2009 № Т2775-БЭ-Г. Вертолёты Ми-8МТВ-1, Ми-8АМТ. По вопросу: ресурсы и сроки службы вертолётов Ми-8МТВ-1, Ми-8АМТ и их модификаций.

модификаций при выполнении процедурных требований эксплуатационного бюллетеня от 09.09.2011 № ТМ3208-БЭ-Г<sup>5</sup>.

Для положительного решения этого вопроса необходимо в том числе оценить наработку СНЭ до начала работ с целью выявления трещин усталостного характера, а также минимальную периодичность осмотров стыковочных фитингов шпангоутов фюзеляжей вертолётов типа Ми-8.

Оценка наработки СНЭ до начала работ по выявлению трещин усталостного характера выполнялась по стандартной методике математической статистики, ранее использованной в работах [2, 3], при допущении о логарифмически нормальном распределении усталостной долговечности и доверительной вероятности  $\beta=0,997$ .

Оценка соответствия выборок логарифмов наработки СНЭ до выявления трещин в стыковочных фитингах шпангоутов нормальному распределению проводилась сравнением рассчитанных значений отношения размаха<sup>6</sup> к стандартному отклонению ( $R/s$ ) и табличных значений ( $R/s$ ) для известного объёма выборки при 10 %-х границах вероятности ошибки [11].

Выполненная на основе имеющихся статистических данных оценка величины наработки СНЭ, при которой необходимо начинать дефектацию совокупностей однотипных стыковочных фитингов фюзеляжей с целью выявления в них усталостных трещин, позволила установить, что минимальное значение такой наработки, полученное для совокупности усталостных повреждений фитингов шпангоутов № 13 ЦЧФ, составляет  $t_{\text{СНЭ}}=5100$  ч. Величина наработок СНЭ до начала выявления трещин усталостного характера в фитингах других силовых шпангоутов значительно больше, например, для фитингов шпангоутов № 10 ЦЧФ  $t_{\text{СНЭ}}=7596$  ч.

Таким образом, оценочная величина наработок СНЭ до выявления первых усталостных трещин в стыковочных фитингах силовых шпангоутов фюзеляжей не ограничивает наработку до величины 4000–4500 ч до первого ремонта вертолётов, аналогично нагруженных и конструктивно подобных вертолётам типа Ми-8.

Расчёт требуемой периодичности проведения осмотров с целью выявления усталостных трещин на начальной стадии их развития (трещин минимальных размеров, выявляемых опτικο-визуальным методом контроля) для всей совокупности однотипных фитингов шпангоутов фюзеляжей вертолётов типа Ми-8 также проводился по стандартной методике математической статистики<sup>7</sup>, ранее приведённой в работах [2, 3], для задаваемой периодичности контроля, равной величине межремонтного ресурса парка вертолётов Ми-8 всех типов и модификаций  $t=2000$  ч.

Проведённый на основе имеющихся статистических данных расчёт показал, что для зарегистрированных величин межремонтных наработок до выявления усталостных трещин минимальная величина требуемой периодичности проведения осмотров, равная  $t_3=1812$  ч, также получена для совокупности усталостных повреждений фитингов шпангоутов № 13 ЦЧФ.

Рассчитанная для имеющихся статистических данных максимальная периодичность осмотров стыковочных фитингов силовых шпангоутов № 10 ЦЧФ составляет  $t_3=2111$  ч.

Оценочные величины интервалов наработок, рекомендуемых для установления периодичности осмотров стыковочных фитингов силовых шпангоутов с целью выявления в них трещин усталостного характера, наряду с ранее рассчитанной продолжительностью развития усталостной трещины в фитинге шпангоута № 13 ЦЧФ, составляющей не менее 100 часов, позволяет рекомендовать выполнение данных работ с периодичностью  $t=2000$  ч, равной в настоящее время периодичности проведения капитального ремонта парка вертолётов Ми-8 всех типов и модификаций.

<sup>5</sup> Бюллетень от 09.09.2011 № ТМ3208-БЭ-Г. Вертолёты Ми-8, Ми-8МТВ-1, Ми-8АМТ и их модификации. По вопросу: ресурсы и сроки службы экземпляров вертолётов Ми-8, Ми-8МТВ-1, Ми-8АМТ и их модификаций, условия и порядок их подтверждения.

<sup>6</sup> Здесь размах — это разность между максимальным и минимальным значениями в наборе данных.

<sup>7</sup> Выбор метода технической эксплуатации вертолёта типа Ми-8МТ (Ми-8МТВ-1, Ми-8АМТ) и его функциональных систем. Москва: МВЗ им. М. Л. Миля, 2010. 34 с.

Выполнение осмотров стыковочных фитингов шпангоутов фюзеляжей в условиях авиационных ремонтных заводов с периодичностью  $t=2000$  ч позволяет, с одной стороны, избежать введения в эксплуатацию дополнительных трудоёмких и продолжительных работ по демонтажу и последующему монтажу «рифлёрки» и внутренней обшивки грузового пола ЦЧФ с целью доступа к стыковочным фитингам. С другой стороны, оценочная величина периодичности осмотров, равная  $t=2000$  ч, накладывает ограничение на возможность увеличения межремонтного ресурса для парка вертолётов типа Ми-8. В этом случае следует либо сохранить действующую в настоящее время величину межремонтного ресурса, равную 2000 ч, либо при достижении вертолётном наработки после последнего ремонта, равной 2000 ч, ввести дополнительную трудоёмкую форму технического обслуживания, предусматривающую проведение демонтажа «рифлёрки» и внутренней обшивки грузового пола ЦЧФ.

### Заключение

Проведённые специалистами ФГУП ГосНИИ ГА лабораторные исследования позволили установить, что разрушение стыковочного фитинга силового шпангоута № 13 ЦЧФ вертолёт Ми-8, являющегося соединительным звеном между боковиной силового шпангоута и нижней его балкой, относящегося в связи с этим к основным конструктивным элементам ЦЧФ, расположенным вне зоны узлов крепления главного редуктора, обусловлено многоцикловой (классической) усталостью материала и не имеет признаков разрушения вследствие повторно-статического нагружения.

Наибольшее количество эксплуатационных повреждений, вызванных усталостью материала, на 01.01.2026 зарегистрировано в стыковочных фитингах шпангоутов № 7 и № 10 ЦЧФ вертолётов типа Ми-8. Распределение усталостных повреждений фитингов по правому и левому бортам фюзеляжа носит явно выраженный асимметричный характер.

Минимальная оценочная величина наработки СНЭ до начала работ по выявлению трещин усталостного характера  $t_{\text{СНЭ}}=5100$  ч получена для совокупности усталостных повреждений стыковочных фитингов шпангоутов № 13 ЦЧФ и не накладывает ограничений на возможность увеличения наработки СНЭ до первого ремонта до величины 4000-4500 ч для парка вертолётов, аналогично нагруженных и конструктивно аналогичных вертолётам типа Ми-8.

Оценочные величины наработок  $t_3=1812$  ч и  $t_3=2111$  ч, рекомендуемых для установления периодичности осмотров стыковочных фитингов силовых шпангоутов с целью выявления в них трещин усталостного характера, наряду с ранее рассчитанной продолжительностью развития усталостной трещины в фитинге шпангоута № 13 ЦЧФ, составляющей не менее 100 часов, позволяют рекомендовать выполнение данных работ с периодичностью 2000 ч, равной в настоящее время периодичности проведения капитального ремонта парка вертолётов Ми-8 всех типов и модификаций, но ограничивают возможность увеличения межремонтного ресурса вертолётов типа Ми-8 сверх действующей в настоящее время величины.

**Конфликт интересов.** Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

**Conflict of interest.** The authors declares no conflict of interest.

### Список источников

1. ИКАО Doc 9760. Руководство по лётной годности. Издание 4. Монреаль, 2020. 468 с.
2. Разиньков Ф. Ф. Анализ эксплуатационных повреждений шпангоутов центральной части фюзеляжа вертолётов типа Ми-8, вызванных усталостью материала под действием виброакустических нагрузок // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 41. С. 9–21.

3. Разиньков Ф. Ф. Анализ эксплуатационных повреждений обшивки центральной части фюзеляжа вертолётов типа Ми-8, вызванных усталостью материала под действием виброакустических нагрузок // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 42. С. 28–38.
4. Вертолёт Ми-8. Техническое описание. Книга II. Конструкция. Москва: Внешторгиздат. 216 с.
5. Разиньков Ф. Ф. Анализ влияния продолжительности эксплуатации на количество повреждённых коррозией шпангоутов и фитингов шпангоутов центральной части фюзеляжей вертолётов типа Ми-8 // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2018. № 24. С. 9–17.
6. Разиньков Ф. Ф., Акопян К. Э. Анализ изменения параметров коррозионных повреждений элементов конструкции центральной части фюзеляжа с увеличением сроков службы вертолётов типа Ми-8 // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2020. № 32. С. 53–65.
7. Сбор и систематизация эксплуатационных данных о повреждениях вертолётных конструкций, обусловленных виброакустическим воздействием. Часть 1. Вертолёты типа Ми-8, Ми-8МТВ-1, Ми-8АМТ: Научно-технический отчёт. Москва: ГосНИИ ГА, 2020. 290 с.
8. Анализ результатов испытаний фюзеляжа, хвостовой и килевой балок, опыта эксплуатации и ремонта вертолёта Ми-8. Москва: МВЗ им. М.Л. Миля, 1993. 151 с.
9. Акопян К. Э., Разиньков Ф. Ф., Трофимов Г. М. Проблемы усталостной долговечности конструкции фюзеляжа вертолётов Ми-8 // Прочность конструкций летательных аппаратов. Труды ЦАГИ. 2017. Выпуск 2764. С. 295–297.
10. Анализ возможности увеличения межремонтных ресурсов вертолётов типа Ми-8, Ми-8МТВ-1 и Ми-8АМТ гражданской авиации Российской Федерации: Научно-технический отчёт № 132/55-МРР-Ми-8/2016. Москва: ГосНИИ ГА, 2016. 119 с.
11. Закс Л. Статистическое оценивание. Пер. с нем. В. Н. Варьгина. Под ред. Ю. П. Адлера, В. Г. Горского. Москва: Статистика, 1976. 598 с.

## References

1. ICAO Doc 9760. Airworthiness Manual. Montreal. Fourth Edition, 2020, 420 p.
2. Razinkov F. F. Analysis of operational damage to the frames of the central part of the fuselage of MI-8 helicopters caused by fatigue of the material under the action of vibroacoustic loads. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2022, no. 41, pp. 9–21. (In Russ.)
3. Razinkov F. F. Analysis of operational damage to the skin of the central part of the fuselage of MI-8 helicopters caused by fatigue of the material under the action of vibroacoustic loads. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 42, pp. 28–38. (In Russ.)
4. Mi-8 helicopter. Technical description. Book II. Construction. Vneshtorgizdat Publ, 216 p. (In Russ.)
5. Razinkov F. F. Analysis of the effect of service time on the number of corroded frames and fittings frames the central part of the fuselage of helicopters Mi-8. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2018, no. 24, pp. 9–17. (In Russ.)
6. Razinkov F. F., Akopyan K. E., Analysis of changes in parameters of corrosion damage to structural elements of the central fuselage with an increase in the service life of Mi-8 helicopters. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2020, no. 32, pp. 53–64. (In Russ.)
7. Collection and systematization of operational data on damages of helicopter structures caused by vibroacoustic impact. Part 1. Mi-8, Mi-8МТВ-1, Mi-8АМТ helicopters. Scientific and technical report, Moscow, GosNII GA Publ., 2020, 290 p. (In Russ.)
8. Analysis of the test results of the fuselage, tail and keel beams, operating experience and repair of the Mi-8 helicopter. Moscow, MVZ named after M. L. Mil, 1993, 151 p. (In Russ.)
9. Akopyan K. E., Razinkov F. F., Trofimov G. M. Problems of fatigue durability of the fuselage structure of Mi-8 helicopters. Structural strength of aircraft. *Proceedings of TsAGI*, 2017, Issue 2764, pp. 295–297. (In Russ.)

10. Analysis of the possibility of increasing the inter-repair resources of Mi-8, Mi-8MTV-1 and Mi-8AMT helicopters of the civil aviation of the Russian Federation. Scientific and technical report, Moscow, GosNII GA Publ., 2016, 119 p. (In Russ.)

11. Zaks L. *Statistical estimation*. Translated from German by V. N. Varygin, Edited by Yu. P. Adler, V. G. Gorsky, Moscow, Statistika Publ., 1976, 598 p. (In Russ.)

### Информация об авторах

**Разиньков Фёдор Фёдорович**, кандидат технических наук, доцент, заместитель начальника отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, razinkov\_ff@gosniiga.ru

**Потапенко Юрий Александрович**, заместитель начальника отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, potapenko\_ua@gosniiga.ru

**Лосев Александр Иванович**, кандидат технических наук, начальник группы, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, losev\_ai@gosniiga.ru

### Authors information

**Razinkov Fedor F.**, Candidate of Sciences (Engineering), Associate Professor, Deputy Head of Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, razinkov\_ff@gosniiga.ru

**Potapenko Yuriy A.**, Deputy Head of Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, potapenko\_ua@gosniiga.ru

**Losev Alexandr I.**, Candidate of Sciences (Engineering), Head of the Group, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, losev\_ai@gosniiga.ru

*Статья поступила в редакцию 20.01.2026; одобрена после рецензирования 03.02.2026; принята к публикации 24.04.2026.*

*The article was submitted 20.01.2026; approved after reviewing 03.02.2026; accepted for publication 24.04.2026.*

Научная статья  
УДК 351.814.332

## МЕТОД РАСЧЁТА ДИНАМИЧЕСКОЙ ОЦЕНКИ ПРОПУСКНОЙ СПОСОБНОСТИ ВОЗДУШНОГО ПРОСТРАНСТВА НА ОСНОВЕ НЕЧЁТКИХ МОДЕЛЕЙ

А. А. ТОРОСЯН<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup> Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации  
им. Главного маршала авиации А. А. Новикова, Санкт-Петербург, Россия

<sup>2</sup> Санкт-Петербургский Региональный Центр ЕС ОрВД, Санкт-Петербург, Россия

**Аннотация.** Разработан метод перехода к динамическому управлению пропускной способностью воздушного пространства. Пропускная способность рассматривается не как константа, а как функция от вектора состояния среды, включающего объём воздушного движения (ВД), индекс сложности воздушного пространства (ВП) и коэффициент ограничений (проницаемости ВП). Математическая модель на базе нечёткой логики позволяет оперативно адаптировать нормативы пропускной способности, обеспечивая баланс между безопасностью и эффективностью использования ВП. Разработан математический аппарат для расчёта динамического коэффициента коррекции норматива пропускной способности ВП в режиме реального времени. Методология исследования включает в себя аппарат нечёткой логики (Fuzzy logic) типа Мамдани в качестве инструмента моделирования. Научная новизна подхода заключается в применении гибридной фаззификации входных переменных. Для параметрического синтеза модели разработана и применена методика экспертного анкетирования (метод трёх точек) с выборкой 30 респондентов. Предложенный метод коррекции норматива пропускной способности ВП позволяет гарантировать безопасность полётов при структурных возмущениях, исключая человеческий фактор при принятии решений о закрытии секторов обслуживания воздушного движения (ОВД). Метод может быть адаптирован для применения при расчётах динамической пропускной способности в качестве надстройки над существующими нормативными базами.

**Ключевые слова:** управление воздушным движением, пропускная способность, нечёткая логика, сложность воздушного движения, экспертные системы, динамическая пропускная способность, аэронавигация, эксплуатация авиационной техники

**Для цитирования:** Торосян А. А. Метод расчёта динамической оценки пропускной способности воздушного пространства на основе нечётких моделей // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2026. № 54. С. 43–53.

Original article

## THE METHOD FOR CALCULATING DYNAMIC AIRSPACE CAPACITY ASSESSMENT BASED ON FUZZY MODES

A. A. TOROSYAN<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup> Saint-Petersburg State University of Civil Aviation named after Air Chief Marshal A.A. Novikov,  
Saint Petersburg, Russia

<sup>2</sup> Saint-Petersburg Regional Air Traffic Control Center, Saint Petersburg, Russia

**Abstract.** A method for transitioning to dynamic airspace capacity management (Dynamic Capacity) is proposed. The developed approach considers capacity not as a constant, but as a function of an environment state vector, including air traffic volume, airspace complexity index, and constraint coefficient. The proposed mathematical model, based on fuzzy logic, enables the rapid adaptation of capacity standards, ensuring a balance between airspace safety and efficiency. The relevance of this topic is due to the growing intensity of air traffic under conditions of an unprecedented number of restrictions. Traditional methods for regulating air traffic service (ATS) sector capacity, based on deterministic models, demonstrate limited effectiveness, failing to account for the stochastic nature of controller cognitive load caused by constraints, creating flight safety risks. The primary objective of this study is to creation of a mathematical framework for calculating the dynamic standard adjustment coefficient in real time. The research methodology incorporates Mamdani-type fuzzy logic as a modeling tool. The scientific novelty of this approach lies in the use of hybrid phasing of input variables. For parametric model synthesis, an expert survey methodology (the three-point method) was developed and applied with a sample of 30 respondents. The proposed method ensures flight safety during structural disturbances, eliminating the human factor in decisions to close ATS sectors. The methodology can be adapted for the application of dynamic capacity calculations as an add-on to existing regulatory frameworks.

**Keywords:** air traffic control, capacity, fuzzy logic, air traffic complexity, expert systems, dynamic capacity, navigation, operation of aircraft

**For citation:** Torosyan A. A. The method for calculating dynamic airspace capacity assessment based on fuzzy modes. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2026, no. 54, pp. 43–53. (In Russ.)

## Введение

Регламентированное действующим законодательством России понятие «пропускная способность» определено как количество воздушных судов (ВС), которые могут находиться в объёме воздушного пространства за единицу времени (за час; Приказ ФАВТ № 757<sup>1</sup>, ФАП-293<sup>2</sup>).

В мировой практике существуют различные методы оценки пропускной способности ВП. Сложно разработать универсальную методологию расчёта пропускной способности ВП, каждый поставщик аэронавигационного обслуживания должен определять свою методику расчёта с учётом требований безопасности полётов [1].

В России для определения норматива пропускной способности (НПС) применяются традиционные методы планирования, закреплённые в нормативных документах (в частности, в Приложении к Приказу ФАВТ № 757, далее – Методика НПС), базирующиеся на понятиях «заявленная пропускная способность» или «типовой норматив пропускной способности» – статических нормативах, рассчитываемых для усреднённых условий эксплуатации. Такой подход подразумевает, что пропускная способность сектора ОВД является константой, зависящей лишь от его геометрии и технического оснащения. Однако эксплуатационная практика показывает, что реальная располагаемая пропускная способность сектора является величиной стохастической и изменяется в реальном времени. Растущая интенсивность ВД в условиях беспрецедентного

<sup>1</sup> Приказ Федерального агентства воздушного транспорта от 07.11.2012 № 757 «Об утверждении Методики определения нормативов пропускной способности диспетчерских пунктов (секторов) органов обслуживания воздушного движения» [Электронный ресурс]. URL: <https://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/70165526/> (дата обращения 15.01.2026).

<sup>2</sup> Приказ Министерства транспорта Российской Федерации от 25.11.2011 № 293. Об утверждении Федеральных авиационных правил «Организация воздушного движения в Российской Федерации» (в ред. Приказов Минтранса России от 26.04.2012 № 119, от 12.05.2014 № 124, от 21.07.2016 № 203, от 14.02.2017 № 49) [Электронный ресурс]. <https://base.garant.ru/70117238/> (дата обращения 15.01.2026).

количества ограничений ВП требует точного подхода к оцениванию пропускной способности ВП. В данном исследовании пропускная способность рассматривается как функция от вектора состояния среды.

Цель исследования – разработка и обоснование метода перехода к динамическому управлению пропускной способностью для обеспечения баланса между безопасностью и эффективностью использования ВП. С этой целью построена математическая модель на базе нечёткой логики типа Мамдани с применением гибридной фаззификации входных переменных.

### Постановка задачи

Ключевым недостатком детерминированного подхода является игнорирование динамической топологии ВП. Формально объём сектора ОВД неизменен, однако его «эффективная ёмкость» – ВП, доступное для безопасного эшелонирования – критически зависит от двух основных факторов: структурной сложности потока ВС и воздействия внешних факторов среды. Геометрическая сложность траекторий ВС (пересечения, схождения, зоны ожидания) создаёт «узлы напряжённости», которые виртуально сокращают полезный объём сектора, так как требуют увеличенных интервалов эшелонирования. Метеорологические явления (грозовая деятельность, турбулентность и т. п.) и ограничения использования ВП (военные учения, введение режима «Ковёр») действуют как физические блокираторы, исключая части ВП из оперативного использования.

В основу исследования положена методика определения НПС, расчёт норматива для сектора ОВД основывается на детерминированной зависимости (Методика НПС):

$$\text{НПС} = 37,1 - 0,1t_{\text{свв}} + 0,03\text{РТ} - 0,22N_{\text{пер}} - 1,5N_{\text{кр}},$$

где НПС – типовой НПС диспетчерского пункта (сектора) органа ОВД (ВС/час);  $t_{\text{свв}}$  – средневзвешенное время пребывания ВС в границах зоны ответственности диспетчерского пункта (сектора) органа ОВД (мин); РТ – доля (в процентах) ВС в потоке ВД, идущих по разведённым воздушным трассам;  $N_{\text{пер}}$  – количество точек пересечения между однонаправленными значимыми потоками ВД;  $N_{\text{кр}}$  – количество узловых точек пересечения потока ВД с повышенной сложностью работы диспетчера управления ВД (УВД).

Данная модель обладает существенным ограничением: использование усреднённого времени обслуживания ( $t_{\text{свв}}$ ) корректно лишь для стационарных процессов. В динамической среде время обслуживания является функцией сложности ситуации. Например, обслуживание ВС в зоне грозовой деятельности может требовать в 3–5 раз больше времени, чем при простом полёте по маршруту.

Расчёт по Методике НПС предполагает статичное количество ВС в час, при этом не учитывается сложность и плотность потока, которая может меняться динамически. Например, при НПС 40 ВС/час, 40 ВС могут войти в сектор одновременно в течение десяти минут или входить в сектор постепенно в течение 60 мин.

Настоящее исследование позволяет находить динамический коэффициент коррекции  $K_{\text{кор}}$ , адаптирующий статический норматив к текущему вектору состояния среды (сектора):

$$\text{НПС}_{\text{динам}}(t) = \text{НПС}_{\text{факт}} K_{\text{кор}},$$

где  $\text{НПС}_{\text{динам}}(t)$  – функция, определяющая динамический НПС;  $\text{НПС}_{\text{факт}}$  – фактический НПС, определяемый по Методике НПС,  $K_{\text{кор}}$  – определяемый коэффициент, на который нужно умножить существующий статический НПС.

## Методы и методология исследования

Дополним нормативную Методику НПС модулем нечёткого вывода (Fuzzy Inference System – FIS), который сможет корректировать НПС в реальном времени [2, 3]. В основе этого подхода лежит переход от чёткой бинарной логики к аппарату нечётких множеств, что позволяет оперировать качественными категориями в условиях неопределённости. Архитектура системы поддержки принятия решений (СППР) может быть представлена кортежем:

$$\text{FIS} = \langle \mathbf{X}, \mathbf{Y}, \mathcal{T}, \mathcal{B}, \mathcal{M} \rangle.$$

Используя простые лингвистические переменные, создадим механизм описания логических выводов для построения математической модели СППР определения динамической пропускной способности. Вектор входных лингвистических переменных  $\mathbf{X}$  включает три ключевых переменных, определяющих состояние ВП.

1. Объём (интенсивность) ВД ( $V$  – volume) – относительная загрузка сектора (в % от НПС). Для фазификации данной переменной применяются гибридные функции принадлежности  $\mu$ :

- на участке малых и средних нагрузок используется линейная аппроксимация (трапециевидальная функция), соответствующая режиму штатной работы;
- в зоне высоких нагрузок ( $V > 70\%$ ) применяется гауссово распределение с математическим ожиданием (центром)  $c$  и среднеквадратическим отклонением (шириной)  $\sigma$  (табл. 1):

$$\mu(x) = \exp\left(-\left(x - \frac{c^2}{2\sigma^2}\right)\right),$$

что позволяет моделировать нелинейное нарастание психофизиологического напряжения;

- для описания состояния перегрузки ( $V \geq 100\%$ ) введена функция насыщения (сигмоида), фиксирующая уровень риска на максимуме.

2. Индекс сложности ( $C$  – complexity) – агрегированная оценка геометрической структуры потока ВД (от 0 до 10), учитывающая количество пересечений траекторий, количество изменений профиля полёта ВС (наборы высоты / снижения), количество конвергентных узлов потока ВС, необходимость вмешательства диспетчера в ОВД:

- для идентификации простых ситуаций (полёт по маршруту) используется  $Z$ -образная кривая спада (табл. 1);

- критические ситуации (множественные конфликты) описываются  $S$ -образной кривой роста (табл. 1), начинающей подъём при  $C > 4$ . Определение значений сложности производится на основании экспертных оценок табл. 1.

3. Коэффициент доступности ВП ( $R$  – restriction, от 0 до 1);  $R = 0$  соответствует полному блокированию сектора опасными метеоявлениями или ограничениями использования ВП,  $R = 1$  соответствует отсутствию ограничений, а значение  $R \leq 0,25$  описывается  $Z$ -функцией (табл. 1) как зона блокирования (закрытие ВП для входа новых ВС), где пропускная способность принудительно обнуляется.

Выходная переменная  $\mathbf{Y}$  представляет собой значение коэффициента коррекции от заявленного НПС (определённого по Методике НПС).

Компонента  $\mathcal{T}$  задаёт множество лингвистических термов<sup>3</sup> и соответствующих им функций принадлежности для каждой переменной.

Механизм логического вывода  $\mathcal{M}$  базируется на алгоритме Мамдани [4, 5], использующем базу правил  $\mathcal{B}$  для отображения входного вектора на поверхность решений:  $\mathbf{X} = \{V, C, R\}$ . Такой

<sup>3</sup> лингвистический терм (значение) – значение переменной, описанное в словесной форме

подход позволяет, сохраняя базовую логику нормативного регулирования, сделать её адаптивной к текущим условиям эксплуатации.

Табл. 1. Эмпирическая верификация параметров

Переменная	Терм	Функция	Параметры (расчётные)	Параметры (заданные при моделировании)
Объём ВД ( $V$ )	Оптимальный	Гаусса	$c=60,1; \sigma=12,7$	$c=60; \sigma=15$
	Высокий	Гаусса	$c=85,1; \sigma \approx 10$	$c=85; \sigma=15$
Сложность ВД ( $C$ )	Смешанная	Гаусса	$c=4,63; \sigma=1,27$	$c=5; \sigma=1,5$
	Высокая	S-функция	$a=6,13$	$a=6$
Доступность ВП ( $R$ )	Частичные	Гаусса	$c=0,548; \sigma=0,12$	$c=0,55; \sigma=0,15$
	Полные	Z-функция	$b=0,248$	$b=0,25$

Примечание: полные пояснения по табл. 1 см. в разделе «Результаты исследования».

### Формирование базы правил

Ядром предлагаемой модели является база  $\mathcal{B}$ , содержащая 36 разработанных совместно с экспертами – действующими диспетчерами УВД производственных правил, соответствующих полному декартову произведению терм-множеств (множеств всех рассматриваемых лингвистических терм)  $T$  входных переменных, задаваемых компонентой  $T: |T(V)| \times |T(C)| \times |T(R)| = 4 \times 3 \times 3$ . Структура правил реализует нелинейную стратегию управления динамической пропускной способностью.

В настоящем исследовании применена стратегия «Якорь безопасности». Введена группа правил, ограничивающих пропускную способность при сочетании, например: «Средний объём ВД – Высокая сложность». Это позволяет компенсировать когнитивную нагрузку, возникающую не из-за количества ВС, а из-за сложности их взаимодействия, что недостижимо в рамках линейной статичной методики определения НПС.

*Вето доступности ВП.* Для переменной  $R$  реализован приоритетный механизм блокировки доступности ВП. При значениях  $R$  ниже критического порога ( $R \leq 0,25$ ) система переводит сектор в режим «Закрытие» независимо от значений других переменных, исключая человеческий фактор при принятии решения о закрытии зоны в условиях ограничений использования объёма рассматриваемого ВП.

### Алгоритм нечёткого вывода

В предлагаемой нечёткой модели процедура ввода реализуется по алгоритму Mamdani [4, 5], что обеспечивает интерпретируемость получаемых решений. Процедура вывода включает полный цикл нечёткого вывода (рис. 1).

1. Оценка ситуаций – фаззификация (агрегация). Для каждого правила  $R_k$  базы  $\mathcal{B}$  рассчитывается вес активации  $\alpha_k$ , определяющий степень уверенности системы в том, что данное правило применимо к текущей ситуации, как минимум значений функций принадлежности входных переменных, входящих в посылку правила:

$$\alpha_k = \min_i (\mu_{X_i}(x_i)), \quad (1)$$

где  $\alpha_k$  – степень истинности  $k$ -го правила,  $k=1 \dots 36$  – число в диапазоне  $[0, 1]$ . Если  $\alpha_k=1$  условия правила выполнены полностью; если  $\alpha_k=0$  – правило игнорируется. В (1)  $\min$  – оператор

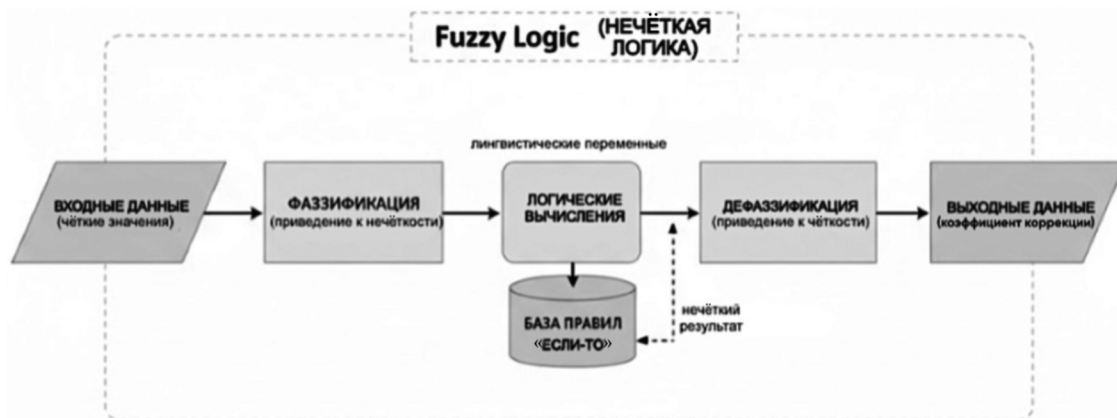


Рис. 1. Процесс полного цикла нечёткого вывода

логического «И» (конъюнкция), итоговая оценка опасности ситуации определяется самым критичным (наихудшим) из факторов;  $i$  – индекс входной переменной вектора состояния (в рассматриваемой модели  $i \in \{V, C, R\}$ ;  $x_i$  – текущее «чёткое» значение входной переменной, полученное из системы наблюдения, которое вводит оператор (например, фактический объём ВД  $V = 85\%$ );  $\mu_{x_i}$  – функция принадлежности, соответствующая лингвистическому терму в условии базы правил. Значение  $\mu_{x_i}(x_i)$  показывает, насколько конкретное число  $x_i$  соответствует этому терму.

2. Формирование решения (логические вычисления). Усечение выходных функций принадлежности на уровне  $\alpha_k$  и их последующее объединение через  $S$ -норму (максимум).

3. Дефаззификация. Для получения скалярного значения коэффициента коррекции  $K_{кор}$  использовался метод центра тяжести [4, 5]:

$$K_{кор} = \frac{\int y \mu_{\Sigma}(y) dy}{\int \mu_{\Sigma}(y) dy}, \tag{2}$$

где  $y$  – переменная интегрирования, соответствующая значениям выходной величины (процент коррекции пропускной способности) на универсуме значений выходной переменной  $U_Y \in [0, 100]$ ;  $\mu_{\Sigma}(y)$  – агрегированная функция принадлежности выходного нечёткого множества, образованная огибающей всех «усечённых» правил (результат этапа аккумуляции); числитель (2) – геометрическая площадь фигуры под кривой распределения, характеризует суммарную «массу» уверенности системы в принятом решении. Знаменатель (2) – статический момент первого порядка площади фигуры, определяет «силу», с которой активные правила смещают решение в сторону больших или меньших значений коррекции.

Выбор центроидного метода (в отличие от методов максимума) обусловлен его интегральной природой: учитывается вклад всех сработавших правил, обеспечивая плавность и непрерывность функции управления  $K_{кор}(t)$ , что исключает возникновение автоколебаний в контуре регулирования.

### Методика параметрического синтеза

Для устранения субъективности в определении параметров функций принадлежности (центров  $c$  и ширины  $\sigma$ ) и экспертного обоснования выбора значений входных лингвистических переменных был проведён опрос 30 опытных специалистов, осуществляющих непосредственное ОВД. Использовался модифицированный метод трёхточечной оценки и метод визуальных якорей для оценки сложности ограничений ВП [6].

Предлагалось определить три реперные точки для каждого состояния:  $P_{min}$  (начало проявления свойства),  $P_{opt}$  (точка максимального (оптимального) соответствия) и  $P_{max}$  (граница

исчезновения свойства). Указанные значения использовались как вспомогательные ориентиры для последующего расчёта параметров функции принадлежности – центра  $c$  и параметра ширины  $\sigma$ . Обработка результатов производилась по формулам статистического синтеза. Экспертам были поставлены следующие вопросы:

1. Оптимальная загрузка сектора (%).
2. Границы зоны комфортной загруженности диспетчера от НПС (от/до, %).
3. Порог высокой загруженности диспетчера от НПС (%).
4. Порог критической сложности при работе (индекс от 0 до 10).
5. Граница частичных ограничений в секторе (%), значение ограничений ВП, при котором необходимо снижать пропускную способность сектора.
6. Порог закрытия сектора ограничениями (%), то есть сколько процентов ВП должно быть закрыто (грозы, ограничения), чтобы в сектор не поступали новые ВС.

Для вопроса «Границы зоны комфортной загруженности диспетчера от НПС, от/до, %» анкеты, имеющего интервальный характер, использовалась отдельная процедура обработки экспертных оценок методом описательной статистики.

Расчёт центра ( $c$ ) производился усреднением целевых значений по выборке, что позволило сгладить индивидуальные отклонения:

$$c = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N P_{\text{опт}}^{(i)}, \quad (3)$$

где  $N$  – число экспертов,  $P_{\text{опт}}^{(i)}$  – точка максимального (оптимального) соответствия параметра по мнению  $i$ -го эксперта.

Для расчёта ширины ( $\sigma$ ) использовано правило «Ширины на полувысоте» [7]. Принята гипотеза, что диапазон  $[P_{\text{max}}, P_{\text{min}}]$ , указанный экспертами, соответствует уровню доверия  $\mu \geq 0,5$ . Для нормального распределения это позволяет аналитически вывести стандартное отклонение:

$$\sigma \approx \frac{P_{\text{max}} - P_{\text{min}}}{2\sqrt{2\ln 2}} \approx \frac{\Delta P}{2,355}, \quad (4)$$

где  $P_{\text{min}}$  – начало проявления свойства,  $P_{\text{max}}$  – граница исчезновения свойства.

Данный подход позволил математически строго обосновать выбор параметров модели, опираясь на коллективный опыт диспетчерского состава, а не на произвольные допущения.

## Результаты исследования

Ключевым этапом валидации разработанной модели стала экспериментальная проверка гипотез о границах психофизиологической устойчивости диспетчеров. Статистический анализ ответов экспертов позволил выявить объективные закономерности восприятия рабочей нагрузки, которые легли в основу настройки функций принадлежности. В модели исследования была принята обратная шкала коэффициента  $R$ , где 1,0 – это 0 % ограничений, а 0 – это 100 %. Гистограммы распределения экспертных оценок представлены на рис. 2.

Результаты калибровки (табл. 1) демонстрируют высокую степень согласованности мнений профессионального сообщества (коэффициент вариации по ключевым параметрам не превышает 6 %), что подтверждает репрезентативность выборки.

Детальные расчёты параметров ( $c$ ;  $\sigma$ , порогов) для функций принадлежности нечёткой модели выполнены на основе агрегированных данных экспертного опроса.

По результатам обработки ответов анкеты установлено, что средняя нижняя граница комфортной загруженности диспетчера составляет 45,1 % от НПС, а средняя верхняя граница – 75,1 % от НПС. Следовательно, используемый в работе диапазон 45–75 % имеет эмпирическое

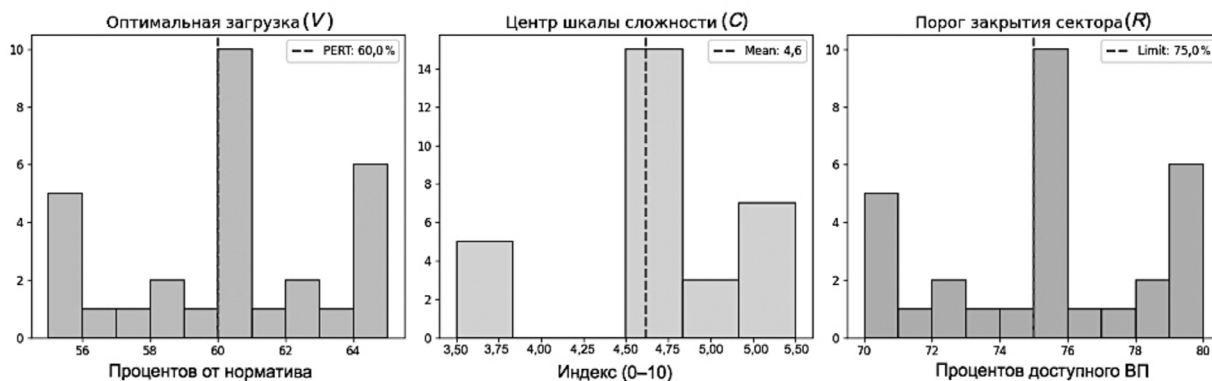


Рис. 2. Распределение ответов экспертов

происхождение и получен методом раздельного усреднения нижних и верхних границ интервальных оценок на основе прямого опроса 30 опытных специалистов ОВД.

Для входной переменной «Объём ВД» ( $V$ ) терм «Оптимальный» (табл. 1) центр гауссовой функции  $c_{\text{опт}}$  принимается равным среднему арифметическому точечных оценок экспертов при оптимальной нагрузке (3):  $P_{\text{опт}} = c_{\text{опт}} = 60,1\%$ . При определении ширины функции использовалась гипотеза, согласно которой интервал  $[P_{\text{min}} = 45,1\%; P_{\text{max}} = 75,1\%]$  соответствует области значений функции принадлежности не ниже половины максимума ( $\mu \geq 0,5$ ).

Поскольку  $P_{\text{max}} = 75,1\%$ , а  $P_{\text{min}} = 45,1\%$ , получаем  $\Delta P = 75,1 - 45,1 = 30\%$ . Тогда в соответствии с (4)  $\sigma_{\text{опт}} = \Delta P / 2,355 \approx 12,74$ .

Для терма «Высокий» объём ВД  $c_{\text{выс}} = 85,1\%$ , а  $\sigma_{\text{выс}} \approx 10\%$ .

Входная переменная «Сложность ВД» для терма «Смешанная»: значения, указанные экспертами –  $P_{\text{max}} = 6,13$  и  $P_{\text{min}} = 3,13$  соответственно центр определяется как середина этого интервала,  $c_{\text{смеш}} = (P_{\text{max}} + P_{\text{min}}) / 2$ . Ширина диапазона для вышеуказанного терма  $\Delta P = 3$ , а значение  $\sigma_{\text{смеш}} \approx 1,27$ .

Параметр  $a$  для  $S$ -функции терма «Высокая» переменной  $C$  соответствует началу роста кривой функции принадлежности (где  $\mu > 0$ ); на основании ответов экспертов приняли  $a = 6,13$ .

Средний порог закрытия сектора по результатам экспертного опроса составил 75,2 % перекрытия доступного объёма ВП.

Параметр  $b$  – это точка, где  $Z$ -функция для терма «Полные» падает до нуля (доступность ВП отсутствует абсолютно), но до этой точки она высока. Расчёт параметра  $b$  для  $Z$ -функции произведён из тех соображений, что в рассматриваемом случае это точка, ниже которой ( $R > b$ ) сектор считается заблокированным:  $b(R_{\text{полные}}) = 1 - 75,2 / 100 = 0,248$ .

В разработанной базе правил принято  $R = 0,25$ . Это означает при  $R \leq 0,25$  (доступно 25 % и менее ВП) срабатывание правила «Вето», что подтверждается ответами экспертов.

Для терма «Частичные» порог ограничений составил 45,2 %. По аналогии с  $R_{\text{полные}}$  для расчёта центра пересчитываем процент покрытия в коэффициент  $c = R_{\text{част}} = 0,548$ . Ширина функции принадлежности для терма «Частичные» оценивается по интервалу  $\Delta P \approx 30\%$ , тогда в соответствии с (4)  $\sigma_{\text{част}} \approx 0,12\%$ .

Таким образом, статистический анализ ответов экспертов позволил определить точные границы эксплуатационных режимов (табл. 1).

### Обсуждение полученных результатов

Эмпирически полученный центр зоны «Объём ВД» ( $V$ ) 60 % существенно отличается от нормативного максимума (100 %), определённого в Методике НПС. Диспетчеры интуитивно стремятся поддерживать загруженность на уровне, обеспечивающем достаточный (средний) уровень активации, но сохраняющем когнитивный резерв в 40 % для парирования нештатных

ситуаций, проведения согласований и т. д., что подтверждает применимость закона Йеркса-Додсона [8] к задачам ОВД. Модель расчёта динамической пропускной способности, настроенная на этот оптимум, не будет «гнать» диспетчера к пределу, а будет плавно снижать интенсивность при выходе за границы комфортного диапазона загрузки диспетчера (45–75 %).

Граница перехода сложности ВД в критическое состояние определена экспертами (действующими диспетчерами УВД) на уровне индекса 6,1, что коррелирует с известным в когнитивной психологии «числом Миллера» ( $7 \pm 2$  объекта в оперативной памяти) [9]. При индексе сложности выше 6 количество динамических связей между ВС превышает объём кратковременной памяти человека, что требует перехода от ментального моделирования к реактивному управлению. S-функция модели начинает свой рост именно в этой точке, превентивно снижая ёмкость для компенсации когнитивных ограничений.

Наиболее чёткий консенсус был достигнут в отношении доступности (ограничений) ВП. Эксперты определили, что при перекрытии сектора ограничениями ВП более чем на 75 % (доступность  $R \leq 0,25$ ) безопасное ОВД становится невозможным. Данное значение является математическим обоснованием для настройки Z-функции правила «Вето» базы правил нечёткого вывода. В отличие от линейных моделей нечёткая модель в этой точке обнуляет пропускную способность сектора, так как оставшееся доступным ВП недостаточно для безопасного ОВД.

На рис. 3 представлены гистограммы распределения мнений экспертов с наложенными аппроксимирующими кривыми функций принадлежности.

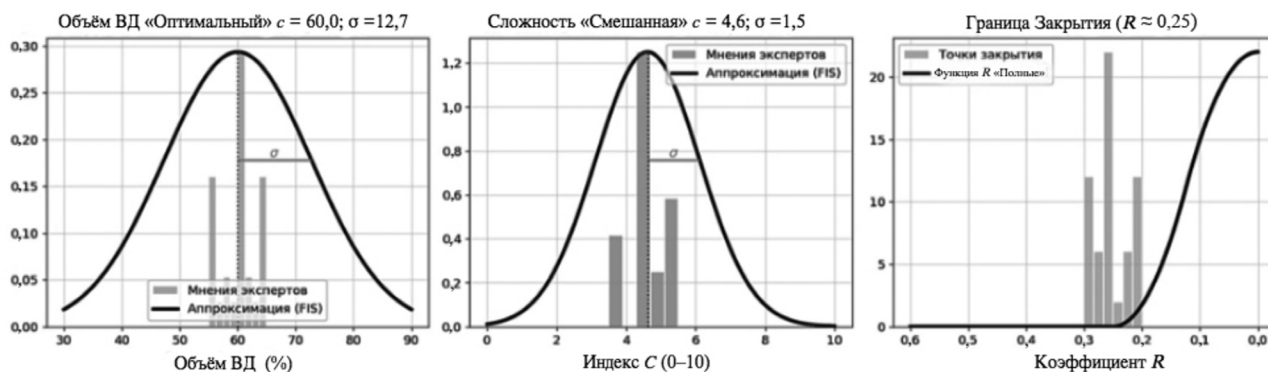


Рис. 3. Гистограммы экспертных оценок и аппроксимирующие кривые функций принадлежности

Визуальное сопоставление гистограмм с наложенными кривыми показывает, что выбранные гауссовы функции в целом согласуются с центральной тенденцией и характерной шириной эмпирического распределения экспертных оценок. При этом указанные кривые рассматриваются не как строгие оценки плотности вероятности, а как параметрические аппроксимации, используемые для задания функций принадлежности нечёткой модели. Следовательно, рис. 3 подтверждает согласованность выбранных параметров  $c$  и  $\sigma$  с результатами экспертного опроса.

### Заключение

В рамках проведённого исследования разработан метод расчёта динамической оценки пропускной способности ВП, адаптированной к стохастической природе факторов ВП.

Показана необходимость перехода от детерминированных статических НПС, регламентированных действующей нормативной базой, к адаптивному управлению пропускной способностью на основе непрерывного мониторинга вектора состояния среды. Предложенный подход устраняет системное противоречие между требованиями экономической эффективности и безопасности полётов (предотвращение перегрузок).

Разработанная гибридная нечёткая модель, сочетающая линейные и нелинейные функции принадлежности, продемонстрировала высокую адекватность при описании психофизиологических процессов. Введение индекса сложности (С) и реализация стратегии «Якорь безопасности» позволили формализовать и компенсировать скрытые риски, возникающие в условиях средней интенсивности, но высокой конфликтности (сложности) потока ВД, что недостижимо в рамках классических алгебраических методик.

Параметрический синтез модели, выполненный на основе репрезентативной выборки оценок 30 экспертов, подтвердил гипотезы о наличии «когнитивного резерва» в точке оптимума (60 %) и о существовании жёсткого порога управляемости при перекрытии сектора (по метеорологическим причинам или из-за ограничений ВП) более чем на 75 % ВП. Исследования построенной модели показали, что разработанные алгоритмы готовы к опытной эксплуатации.

Предложенная архитектура является открытой для дальнейшего развития. Использование функций принадлежности создаёт базис для внедрения адаптивных нейро-нечётких сетей [10], способных к самообучению на исторических данных систем ОВД, что позволит методике эволюционировать вместе с изменениями структуры ВП и технологий обслуживания.

Внедрение разработанной методики в практику может повысить эффективность использования ВП секторов ОВД в простых условиях и гарантировать заданный уровень безопасности при возникновении нестандартных ситуаций, минимизируя влияние человеческого фактора на принятие решений.

**Конфликт интересов.** Автор заявляет об отсутствии конфликта интересов.

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

### Список источников / References

1. ИКАО Doc 9971. Руководство по совместной организации потоков воздушного движения (ОПВД). Изд. 3. Монреаль, 2018. 250 с.
2. ICAO Doc 9971. Manual on Collaborative Air Traffic Flow Management (ATFM). Third Ed., Montreal, 2018, 228 p.
3. Заде Л. А. Понятие лингвистической переменной и его применение к принятию приближенных решений / Под ред. Н. Н. Моисеева и С. А. Орловского. Пер. с англ. Н. И. Ринго. Москва: Мир, 1976. 168 с.
4. Zadeh L. A. The Concept of a linguistic variable and its application to approximate reasoning – II. *Information Sciences*, 1975, vol. 8, no. 4, pp. 301–357. [https://doi.org/10.1016/0020-0255\(75\)90046-8](https://doi.org/10.1016/0020-0255(75)90046-8)
5. Беллман Р., Заде Л. Принятие решений в расплывчатых условиях. Вопросы анализа и процедуры принятия решений. Москва: Мир, 1976. 46 с.
6. Bellman R. E., Zadeh L. A. Decision-making in a Fuzzy Environment. *Management Science*, 1970, vol. 17, no. 4, pp. B141–B164. <https://doi.org/10.1287/mnsc.17.4.B141>
7. Mamdani E. H., Assilian S. An experiment in linguistic synthesis with a fuzzy logic controller. *International journal of Man–Machine Studies*, 1975, no. 7(1), pp. 1–13.
8. Mamdani E. H. Application of fuzzy algorithms for control of a simple dynamic plant. *IEE Proceedings D: Control Theory and Applications*, 1974, no. 121(12), pp.1585–1588.
9. Westfall P. H., Henning K. S. S. *Understanding advanced statistical methods*. Boca Raton, CRC Press, 2013, 569 p.
10. Markevich N., Gertner I. Comparison among methods for calculating FWHM. *Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section A: Accelerators, Spectrometers, Detectors and Associated Equipment*, 1989, vol. 283, issue 1, pp. 72–77. [https://doi.org/10.1016/0168-9002\(89\)91258-8](https://doi.org/10.1016/0168-9002(89)91258-8)
11. Yerkes Robert M., Dodson John D. The relation of strength of stimulus to rapidity of habit-formation. *Journal of Comparative Neurology and Psychology*, 1908, vol. 18, issue 5, pp. 459–482. <https://doi.org/10.1002/cne.920180503>

12. Miller Georg A. The Magical Number Seven, Plus or Minus Two: some limits on our capacity for processing information. *The Psychological Review*, 1956, vol. 63, no. 2, pp. 81–97.

13. Karaboga D., Kaya E. Adaptive network based fuzzy inference system (ANFIS) training approaches: a comprehensive survey. *Artificial Intelligence Review*, 2019, no. 52, pp. 2263–2293.  
<https://doi.org/10.1007/s10462-017-9610-2>

### **Информация об авторе**

**Торосян Анатолий Анатольевич**, старший преподаватель кафедры УВД, Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации; диспетчер, осуществляющий непосредственное управление воздушным движением районного диспетчерского центра, Санкт-Петербургский Региональный Центр ЕС ОрВД, Санкт-Петербург, Россия, [mr\\_toros1@mail.ru](mailto:mr_toros1@mail.ru)

### **Author information**

**Torosyan Anatoliy A.**, Senior Lecturer at Department ATC, Saint-Petersburg State University of Civil Aviation; Air Traffic Controller, Saint Petersburg Regional Air Traffic Control Center, St. Petersburg, Russia, [mr\\_toros1@mail.ru](mailto:mr_toros1@mail.ru)

*Статья поступила в редакцию 19.01.2026; одобрена после рецензирования 30.01.2026; принята к публикации 11.04.2026.  
The article was submitted 19.01.2026; approved after reviewing 30.01.2026; accepted for publication 11.04.2026.*

Научная статья  
УДК 629.735.064.53

## РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРИЧИНЫ ОТКАЗА ГЕНЕРАТОРА ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ ГТ60ПЧ6А НА САМОЛЁТЕ ИЛ-76МД В СВЯЗИ С АВИАЦИОННЫМ СОБЫТИЕМ

С. М. МУСИН<sup>1</sup>, Ю. В. ПОПОВ<sup>1</sup>, Н. В. ТРИАНДАФИЛОВ<sup>2</sup>, С. Н. ГРАЧЕВ<sup>2</sup>, В. А. КАЛИЙ<sup>3</sup>

<sup>1</sup> Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

<sup>2</sup> Центральный научно-исследовательский институт Военно-воздушных сил, Москва, Россия

<sup>3</sup> Обособленное конструкторское бюро систем электроснабжения Уфимского агрегатного производственного объединения, Москва, Россия

**Аннотация.** Система электроснабжения современных воздушных судов (ВС) – сложный комплекс систем генерирования и распределения электроэнергии. В статье приведены результаты исследования генератора электроэнергии ГТ60ПЧ6А после отказа в полёте на самолёте Ил-76МД с последующим разогревом его деталей и образованием теплового потока, приведшего к срабатыванию первой очереди системы пожаротушения первой силовой установки (маршевого двигателя) самолёта. Установлено, что причиной отказа являлось проворачивание пакета якоря возбuditеля с обмоткой возбуждения на ободу ступицы возбuditеля генератора, что привело к повреждению конструктивных деталей генератора. Проворачивание пакета якоря, наиболее вероятно, произошло в результате кратковременного ускорения частоты вращения (раскрутки) ротора, вызванного скачками давления сжатого воздуха за XI ступенью компрессора высокого давления из-за разрушения лопаток компрессора низкого давления и повреждения лопаток компрессора высокого давления по причине схода кока первого двигателя Д-30КП-2. Представлены рекомендации по эксплуатации генераторов на самолётах типа Ил-76.

**Ключевые слова:** авиационное событие, воздушное судно, система электроснабжения, электрический генератор, электрическая машина, авиационный двигатель, эксплуатация авиационной техники

**Для цитирования:** Мусин С. М., Попов Ю. В., Триандафилов Н. В., Грачев С. Н., Калий В. А. Результаты исследования причины отказа генератора электроэнергии ГТ60ПЧ6А на самолёте Ил-76МД в связи с авиационным событием // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2026. № 54. С. 54–63.

Original article

## RESULTS OF RESEARCH OF THE REASON OF REFUSAL OF THE GENERATOR OF ELECTRIC POWER GT60PCH6A BY PLANE IL-76MD IN CONNECTION WITH AVIATION EVENT

S. M. MUSIN<sup>1</sup>, YU. V. POPOV<sup>1</sup>, N. V. TRIANDAFILOV<sup>2</sup>, S. N. GRACHEV<sup>2</sup>, V. A. KALIY<sup>3</sup>

<sup>1</sup> The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia

<sup>2</sup> The Central Scientific Research Institute of Military-Air Forces, Moscow, Russia

<sup>3</sup> The Isolated Design Office of Systems of an Electrical Supply of the Ufa Aggregate Production Association, Moscow, Russia

**Abstract.** Modern aircraft power supply system – complex complex of power generation and distribution systems. The article shows the results of study of power generator GT60PCh6A after failure in flight on Il-76MD aircraft with further heating of its parts and generation of heat flow, which led to actuation of the first stage of fire extinguishing system of the first power plant (cruise engine) of the aircraft. It was found that the reason for the rotation of the exciter armature package with the excitation winding on the rim of the exciter hub of the generator, which led to damage to the structural parts of the generator, was most likely a short-term acceleration (cranking) of its rotor speed caused by pressure surges of compressed air downstream the XI stage of high pressure compressor due to destruction of low pressure compressor blades and damage of high pressure compressor blades due to cocking of the first engine D-30KP-2. Recommendations for operation of generators on Il-76 type aircrafts are presented.

**Keywords:** aviation event, aircraft, system of electric supply, the electric generator, the electric machine, the aviation engine, operation of aircraft

**For citation:** Musin S. M., Popov Yu. V., Triandafilov N. V., Grachev S. N., Kaliy V. A. Results of research of the reason of refusal of the generator of electric power GT60PCH6A by plane IL-76MD in connection with aviation event. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2026, no. 54, pp. 54–63. (In Russ.)

## Введение

«Система управления безопасностью полётов (СУБП) является системой обеспечения эксплуатации воздушного судна путём эффективного управления факторами риска для безопасности полётов. Эта система направлена на постоянное совершенствование безопасности полётов путём выявления факторов опасности, сбора и анализа данных и постоянной оценки факторов риска для безопасности полётов. СУБП направлена на то, чтобы проактивно ограничивать и уменьшать факторы риска до того, как они приведут к авиационным происшествиям или инцидентам. Эта система соответствует нормативным обязательствам организации-эксплуатанта и её целям в области обеспечения безопасности полётов.»<sup>1</sup>

Расследование опасных событий часто показывает, что им предшествовал целый ряд предупреждающих признаков или предвестников. В результате расследования инцидентов можно выявить предупреждающие признаки, что позволит распознать аналогичные признаки в будущем, прежде чем они приведут к опасным событиям [1].

Инциденты, связанные с отказами и повреждениями системы электроснабжения ВС, являются опасными факторами и подлежат расследованию авиационными компаниями, в том числе с привлечением специалистов Межгосударственного авиационного комитета, Росавиации, ГосНИИ ГА и предприятий промышленности<sup>2</sup>.

В ходе расследования инцидента, происшедшего с самолётом Ил-76МД, заключающегося в срабатывании в полёте системы пожаротушения первой силовой установки (СУ), осуществлено исследование причин отказов и повреждений агрегатов его системы электроснабжения.

На самолёте Ил-76МД установлена система электроснабжения переменного тока номинального напряжения 115/208 В постоянной номинальной частоты 400 Гц. Источниками электроэнергии являются генераторы ГТ60ПЧ6А номинальной мощности 60 кВА, установленные на маршевых двигателях (СУ) Д-30КП-2.

При осмотре на земле установлены: отказ генератора ГТ60ПЧ6А, разрушения лопаток компрессора низкого давления и повреждения лопаток компрессора высокого давления ступеней № 1, № 3, № 6, № 8 и сход кока первой СУ Д-30КП-2.

---

<sup>1</sup> Основные требования к системе управления безопасностью полётов (Методические рекомендации). МАК, 2015.

<sup>2</sup> Постановление Правительства Российской Федерации от 18.06.1998 № 609 (ред. 16.05.2024) «Об утверждении Правил расследования авиационных происшествий и инцидентов с гражданскими воздушными судами в Российской Федерации».

На основании рассмотрения результатов расследования инцидента согласно требованиям СУБП представлены рекомендации по эксплуатации генераторов на самолётах типа Ил-76.

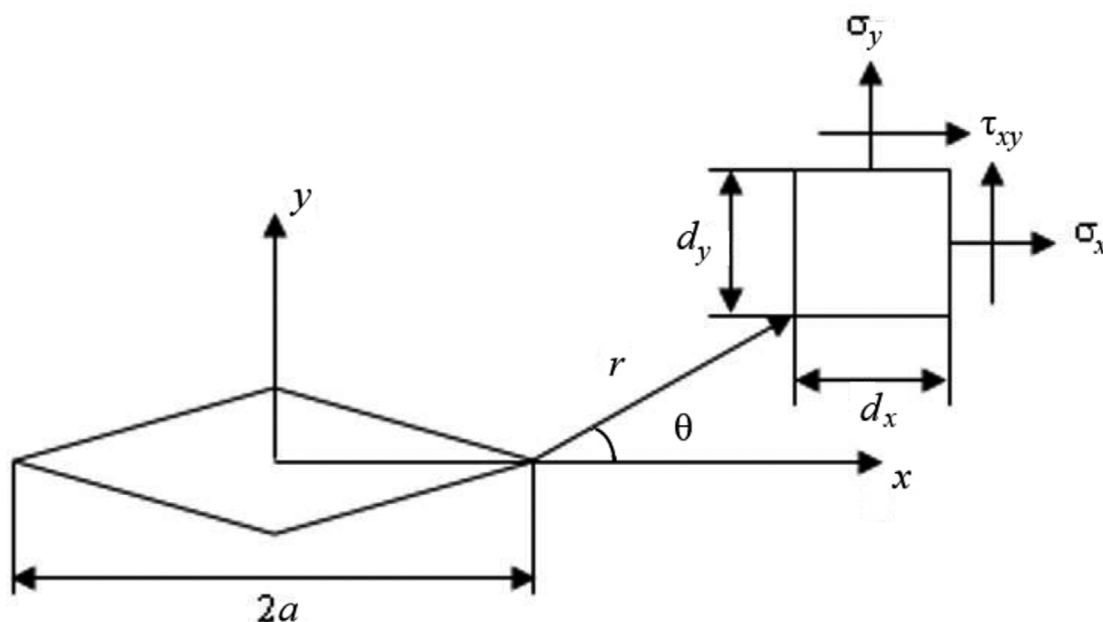
### Постановка задачи

Задача исследования состояла в том, чтобы в процессе расследования инцидента определить причину [2] повреждения системы электроснабжения и отказа генератора ГТ60ПЧ6А (рис. 1) в полёте, факторы, способствующие инциденту, выработать предложения по предупреждению случаев отказов генераторов ГТ60ПЧ6А на самолётах типа Ил-76(78).



**Рис. 1.** Внешний вид генератора при поступлении на исследование – а; вид внутренней поверхности клеммной панели генератора с отложениями на деталях, оплавленной ПВХ трубкой провода фазы А, повреждения защитных сеток на окнах выхода охлаждающего воздуха – б

В основу исследования положена теория механики разрушения [3] по типу вязкости разрушения материала, имеющего упругую константу  $\nu$  (коэффициент Пуассона), при плоской деформации (рис. 2). Элемент конструкции генератора длиной  $2a$  находится под действием растягивающего напряжения  $\sigma$ . Элемент  $d_x d_y$ , составляющий с плоскостью повреждения угол  $\theta$  на расстоянии  $r$  от вершины повреждения, находится под действием нормальных напряжений  $\sigma_x$  и  $\sigma_y$ , действующих в направлениях  $x$  и  $y$ , и касательного напряжения  $\tau_{xy}$ .



**Рис. 2.** Структура повреждения (трещина)

$$\left. \begin{aligned} \sigma_x &= \sigma \sqrt{\frac{a}{2r}} \cos \frac{\theta}{2} \left( 1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right); \\ \sigma_y &= \sigma \sqrt{\frac{a}{2r}} \cos \frac{\theta}{2} \left( 1 + \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right); \\ \tau_{xy} &= \sigma \sqrt{\frac{a}{2r}} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2}; \\ \sigma_{\Pi} &= 0; \\ \sigma_d &= v(\sigma_x + \sigma_y). \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

Строка 4 системы (1) означает плоское напряжённое состояние, строка 5 – плоскую деформацию. В упругом случае напряжения, указанные в (1), пропорциональны внешнему напряжению  $\sigma$ . Их величины пропорциональны корню квадратному из размера повреждения ( $a/2r$ ), в результате которого происходит разрушение, когда упругое напряжение превышает предел текучести  $\sigma_{ys}$  в направлении  $y$ .

### Методы исследования

Методика исследования отказавшего генератора ГТ60ПЧ6А включает [2–7]:

- анализ функционирования системы электроснабжения в полёте и на земле по материалам системы регистрации полётных данных;
- анализ полноты и качества технического обслуживания агрегатов системы электроснабжения;
- анализ внешнего состояния разрушенных и повреждённых деталей генератора с применением методов оптической фрактографии;
- анализ внешнего состояния деталей генератора в местах повреждений и разрушений с применением методов электронной фрактографии;
- микрорентгеноспектральный анализ материала деталей в местах повреждения и разрушения и мелких фрагментов, обнаруженных в процессе разборки генератора;
- обобщение полученных результатов.

### Материалы исследования

В результате внешнего осмотра на наружной поверхности статора генератора обнаружены следы задымления и разрушение всех защитных сеток окон охлаждения (рис. 3). Следы воздействия высокой температуры и термического повреждения лакокрасочного покрытия (ЛКП) корпуса генератора отсутствуют [8–10].

Ротор генератора заклинен. Шлицы приводного вала не повреждены. При осмотре генератора через окна охлаждения внутри обнаружены разрушения крыльчатки вентилятора, следы воздействия температуры на обмотки статора и ротора основного генератора.

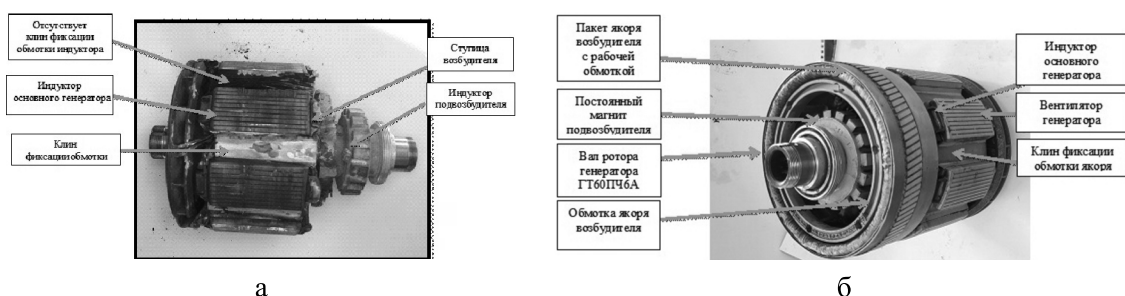


Рис. 3. Внешний вид ротора исследуемого генератора – а и исправного технологического генератора – б

Внешний осмотр показал, что все крепёжные элементы деталей генератора затянуты и законтрены. Следов несанкционированного воздействия на них не обнаружено. На пакете индуктора основного генератора имеются следы механического повреждения обмотки возбуждения, провода обмотки имеют разрывы и смещены со своих мест, отсутствуют два клина фиксации обмотки возбуждения на полюсах.

У основного генератора рабочая обмотка, расположенная на статоре, и обмотка возбуждения индуктора на роторе, несмотря на полученные механические повреждения проводов и их изоляции, следов коротких замыканий не имеют, что позволяет сделать вывод, что обнаруженные повреждения получены при обесточенном состоянии обмоток в момент разрушения.

Разрушение крыльчатки вентилятора наступило при разрушении элементов индуктора основного генератора.

Критические повреждения получили конструктивные элементы возбудителя, смонтированные на роторе, – пакет якоря (рис. 3 и рис. 4), состоящий из магнитопровода, собранного из листов электротехнической стали, и рабочей обмотки, который должен быть напрессован на ступицу, и кольцо с балансировочными грузиками, которое должно быть закреплено на ступице.

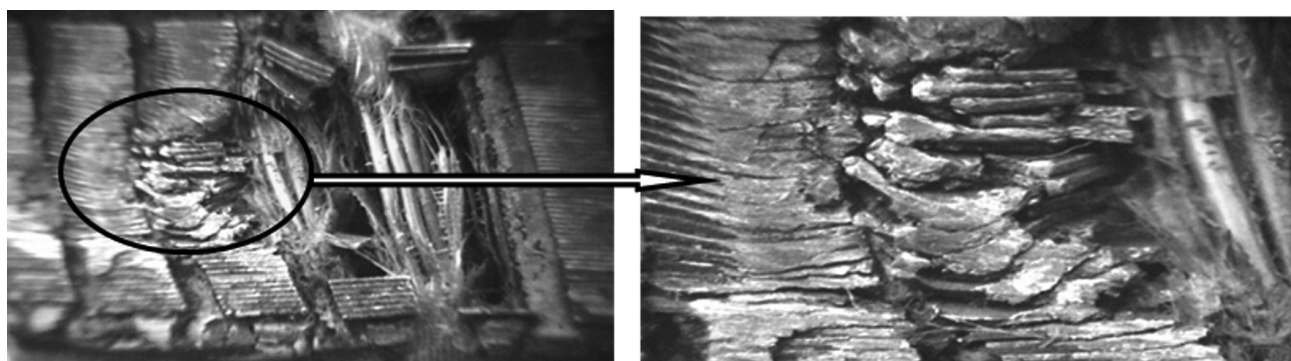


Рис. 4. Внешний вид повреждённых зубцов магнитопровода якоря возбудителя

Пакет якоря возбудителя с рабочей обмоткой имеет множественные сквозные поперечные трещины. На внешней стороне пакета якоря возбудителя вырваны три зубца магнитопровода на их полную толщину.

Обод, на котором крепится пакет якоря возбудителя с обмоткой, как и узел конструкции ступицы, отсутствует, рёбра ступицы разрушены.

Разрушение ступицы привело к обрыву проводов, соединяющих рабочую обмотку возбудителя с блоком вращающихся выпрямителей через каналы в рёбрах ступицы, в результате чего основной генератор прекратил вырабатывать электроэнергию по причине отсутствия питания его обмотки возбуждения.

Фрагменты материала рёбер и обода ступицы во внутренней полости генератора отсутствуют, что позволяет сделать вывод о вращении ротора генератора до остановки двигателя после его выключения с сохранением функции охлаждения проточным воздухом, поступающим во внутренние полости генератора через воздухозаборник на мотогондоле первой СУ до полной остановки самолёта после посадки.

Таким образом, в результате разборки генератора ГТ60ПЧ6А установлено, что причиной его отказа явилось разрушение якоря возбудителя и его ступицы, смонтированных на роторе генератора.

Обнаруженные повреждения других элементов конструкции генератора являются вторичными, вызваны воздействием на них разрушенных элементов конструкции возбудителя и его ступицы.

Для установления механизма и причины разрушения деталей якоря возбудителя выполнены исследования с целью оценки характера разрушения деталей генератора и определения материалов, использованных при их изготовлении.

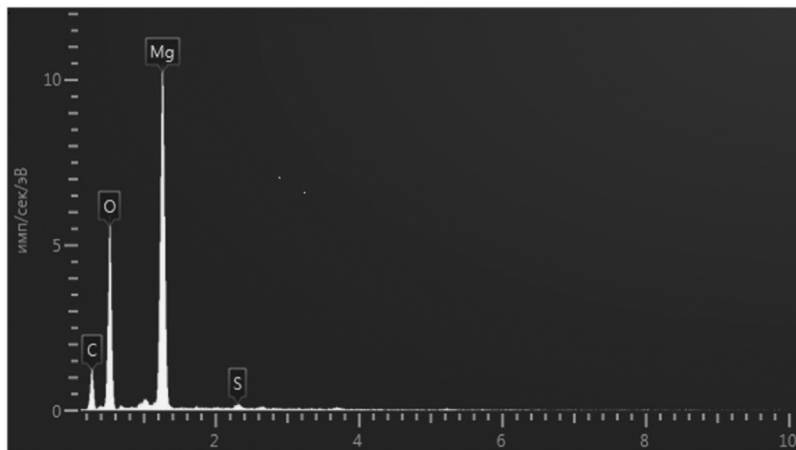


Рис. 5. Спектрограммы материала посторонних отложений на внутренней поверхности пакета якоря возбuditеля

На участках с менее окисленным посторонним материалом помимо магния на спектрограмме имеются небольшие пики неодима (рис. 5), применяемого в качестве легирующего элемента в магниевом литейном сплаве типа МЛ10 (ГОСТ 2856-79<sup>3</sup>).

Для определения характера разрушения выявленные на внутренней поверхности пакета якоря возбuditеля трещины были раскрыты. Изломы по вскрытым трещинам ориентированы под углом примерно 90° к поверхности пакета якоря с обмоткой и характеризуются хрупким зернистым строением с металлическим проблеском отдельных зёрен. Следы пластической деформации материала пакета якоря возбuditеля в зоне разрушения отсутствуют. Такое строение изломов характерно для хрупкого замедленного разрушения.

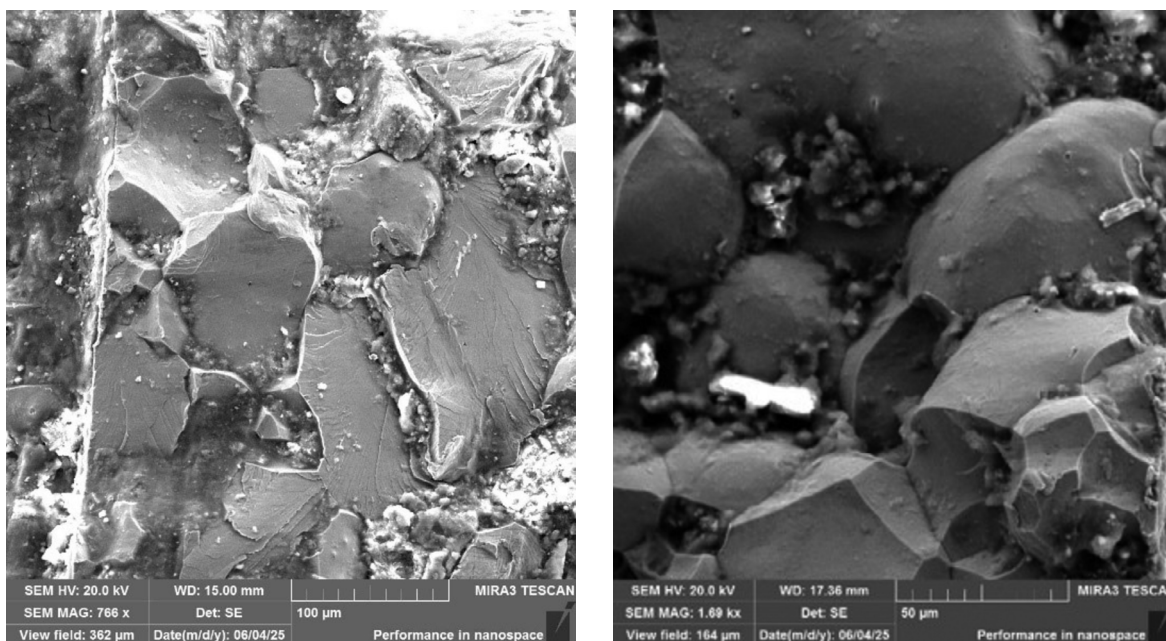


Рис. 6. Электронные фрактограммы излома по одной из раскрытых трещин в материале пакета якоря возбuditеля

Изломы имеют зернистое строение с неповреждёнными гранями зёрен и вторичным раскрекиванием по границам зёрен (рис. 6). Разрушение проходило по хрупким межзёренным

<sup>3</sup> ГОСТ 2856-79. Межгосударственный стандарт. Сплавы магниевые литейные. Марки.

фасеткам. Образование таких изломов осуществляется со временем и связано с длительным действием статической нагрузки высокого уровня.

Проведённые исследования показали, что повреждение зубцов магнитопровода пакета якоря возбuditеля произошло в результате их вырывания и пластической деформации их материала в результате попадания в зазор сопряжённых деталей постороннего предмета.

Образование трещин в материале магнитопровода пакета якоря возбuditеля происходило по хрупким межзёрненным фасеткам постепенно во времени и связано с длительным действием статической нагрузки высокого уровня, а материалом образовавшихся на внутренней поверхности пакета якоря возбuditеля отложений толщиной (0,5–1,6) мм является магниевый сплав, основным легирующим элементом которого является неодим.

### **Анализ и обобщение**

В результате исследований деталей генератора ГТ60ПЧ6А установлено:

1. Разрушение материала магнитопровода пакета якоря возбuditеля с образованием трещин произошло с внутренней стороны по хрупким межзёрненным фасеткам и связано с длительным воздействием статической нагрузки высокого уровня. Материалом отложений толщиной (0,5–1,6) мм, образовавшихся на внутренней поверхности пакета якоря возбuditеля, является магниевый сплав типа МЛ10.

2. Повреждение зубцов магнитопровода пакета якоря возбuditеля произошло в результате их вырывания и пластической деформации материала, вероятно, из-за попадания в зазор разрушенных деталей.

3. Разрушение ступицы якоря возбuditеля генератора – хрупкое, замедленное и произошло в сечении, проходящем по рёбрам вблизи мест крепления балансировочного кольца к ступице. На отдельных участках разрушения материал ступицы оплавлен. Материалом ступицы является магниевый сплав типа МЛ10.

4. Разрушение балансировочного кольца произошло от действия нагрузки, превысившей её прочность, в месте трёхкратного утончения стенки наружного борта в результате изнашивания. Материалом кольца является алюминиевый сплав типа АК4-1. Поверхность излома, образовавшегося при разрушении кольца, покрыта налётом из магниевого сплава типа МЛ10.

5. Материалом налёта в виде мелких частичек на внутренних поверхностях щита, его клеммной колодки, крышки этой колодки, патрубка генератора является магниевый сплав.

6. Подшипники качения типа 85-208Е4, находящиеся в опорах ротора генератора, находятся в работоспособном состоянии, заполнены смазкой СЭДА с присутствием следового количества смазки ВНИИ НП-207 и не могли привести к отказу генератора.

### **Заключение**

На основании обобщённых результатов проведённых исследований установлено, что причиной отказа генератора ГТ60ПЧ6А явилось проворачивание пакета якоря возбuditеля с обмоткой возбуждения на обode ступицы возбuditеля с последующим разогревом в результате взаимного трения деталей до температуры плавления 650 °С магниевого сплава ступицы, что привело к разрушению якоря возбuditеля. Обесточивание генератора произошло в момент проворачивания пакета якоря возбuditеля в результате обрыва цепей между обмоткой возбуждения и блоком выпрямителей генератора.

Осколки ступицы, двигающиеся по потоку охлаждающего воздуха, вызвали повреждение пакета якоря основного генератора, вентилятора и защитных сеток окон выхода воздуха, охлаждающего генератор.

Датчики типа ДПС системы сигнализации о пожаре ССП-2А в мотогондоле первой СУ размещены в непосредственной близости от окон выхода воздуха генератора. Поступление на них

потока воздуха высокой температуры, вызванного разрушением деталей генератора ГТ60ПЧ6А и выходящего из внутренней полости генератора, вызвало штатное срабатывание системы сигнализации о пожаре и автоматическое включение первой очереди системы пожаротушения в мотогондole первой СУ самолёта.

Причиной проворачивания пакета якоря возбuditеля с обмоткой возбuditения на обode ступицы возбuditеля генератора ГТ60ПЧ6А, приведшего к повреждению конструктивных деталей генератора, наиболее вероятно, явилось кратковременное ускорение частоты вращения (раскрутка) его ротора, вызванное скачками давления сжатого воздуха за XI ступенью компрессора высокого давления из-за разрушения лопаток компрессора низкого давления и повреждения лопаток компрессора высокого давления ступеней № 1, № 3, № 6, № 8 по причине схода кока двигателя Д-30КП-2 первой СУ.

С целью сведения к минимуму вероятности подобных отказов авторами настоящей статьи разработаны следующие рекомендации.

Учреждениям, эксплуатирующим самолёты типа Ил-76:

– при пополнении подшипников генератора переменного тока ГТ60ПЧ6А смазкой следует использовать только предусмотренную паспортом генератора и действующими бюллетенями смазку. Смешивание смазок СЭДА и ВНИИ НП-207 не допускается. Результаты выполнения работ с указанием типа смазки и количества смазки, дополненной в каждый узел, следует указывать в разделе 8 «Заметки по эксплуатации и хранению» паспорта генератора;

– следует усилить контроль учёта наработки генераторов переменного тока ГТ60ПЧ6А. При перестановке генератора на другой самолёт в паспорте генератора необходимо делать запись с указанием итоговой наработки на момент перестановки.

Предприятиям промышленности, выполняющим ремонт самолётов типа Ил-76, Ил-78 и генераторов ГТ60ПЧ6А:

– необходимо исключить установку деталей, имеющих наработку, срок службы, превышающие наработку и срок службы генератора ГТ60ПЧ6А, на котором выполняется ремонт;

– в разделе «Проведённые работы и доработки по бюллетеням и указаниям» нужно указывать тип смазки, заложенной в подшипники при ремонте генератора ГТ60ПЧ6А. Необходимо исключить случаи несоответствия типов смазки, указанных в паспорте и на шильдике генератора.

**Конфликт интересов.** Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

**Conflict of interest.** The authors declares no conflict of interest.

### Список источников

1. Гипич Г. Н., Евдокимов В. Г., Куклев Е. А., Шапкин В. С. Риски и безопасность авиационных систем. Монография. Москва: ООО «Издательско-полиграфическое предприятие «Инсофт», 2013. 232 с.
2. Майоров А. В., Мусин С. М., Янковский Б. Ф. Выявление причин отказов авиационного оборудования. Справочник. Москва: Транспорт, 1996. 286 с.
3. Броек Д. Основы механики разрушения: Пер. с англ. Москва: Высшая школа, 1980. 368 с.
4. Шанявский А. А. Моделирование усталостных разрушений металлов. Синергетика в авиации. Уфа: ООО «Монография», 2007. 500 с.
5. Лосев А. И., Потапенко Ю. А., Неделько Д. В. Результаты исследования причин разрушения корпуса втулки рулевого винта вертолёта при стендовых испытаниях // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 40(351). С. 20–30.
6. Иванова В. С., Шанявский А. А. Количественная фрактография. Усталостное разрушение. Челябинск: Металлургия, 1988. 400 с.
7. Мусин С. М., Калий В. А., Щупаков А. С., Храмов Н.Б. Идентификация функциональной опасности встречного включения генераторов системы электроснабжения переменного тока // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2021. № 36. С. 20–28.

8. Пospelов Л. И. Конструкции авиационных электрических машин. Москва: Энергоиздат, 1982. 320 с.
9. Калий В. А., Резниченко А. В., Савченко М. С., Мусин С. М. Биротативный генератор для противообледенительной системы винтовентилятора. Уфа: УГАТУ. 2015. 100 с.
10. Мусин С. М., Калий В. А., Басов К. А., Резниченко А. В. Генератор синхронный регулируемый с расширенным диапазоном частот вращения ГСР-90/120К для воздушного судна МС-21 // Авиационная промышленность. 2022. № 3. С. 42–48.

## References

1. Gipich G. N., Evdokimov V. G., Kuklev E. A., Shapkin V. S. *Risks and safety of aviation systems. Monograph*. Moscow, Insoft Publ., 2013, 232 p. (In Russ.)
2. Mayorov A. V., Musin S. M., Yankovsky B. F. *Identification of the reasons of refusals of the aviation equipment. Directory*. Moscow, Transport Publ., 1996, 286 p. (In Russ.)
3. Broek D. *Fundamentals of mechanics of destruction*. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1980, 368 p. (In Russ.)
4. Shanyvskiy A. A. *Modeling of fatigue failures of metals. Synergy in aviation*. Ufa, Monographiya Publ., 2007, 500 p. (In Russ.)
5. Losev A. I., Potapenko Yu. A., Nedelko D. V. The research results of the tail rotor housing sleeve structural fracture cause during bench tests of the helicopter. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2022, no. 40. pp. 20–30. (In Russ.)
6. Ivanova V. S., Shanyvskiy A. A. *Quantitative fractography. Fatigue failure*. Chelyabinsk, Metallurgiya Publ., 1988, 400 p. (In Russ.)
7. Musin S. M., Kaliy V. A., Shchupakov A. S., Khramov N. B. Identification of the functional hazard of interconnecting the generators of the AC power supply system. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2021, no. 36, pp. 20–28. (In Russ.)
8. Pospelov L. I. *Designs of aviation electric machines*. Moscow, Energoizdat Publ., 1982, 320 p. (In Russ.)
9. Kaliy V. A., Reznichenko A. V., Savchenko M. S., Musin S. M. *Biratory generator for anti-icing system of propeller fan*. Ufa, UGATU Publ., 2015, 100 p. (In Russ.)
10. Musin S. M., Kaliy V. A., Basov K. A., Reznichenko A. V. Synchronous variable speed generator GSR-90/120K for aircraft MS-21. *Aviation industry*, 2022, no. 3, pp. 42–48. (In Russ.)

## Информация об авторах

**Мусин Сергей Миргасович**, доктор технических наук, профессор, главный специалист, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, Smusin@tdhc.ru

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

**Триандафилов Николай Владимирович**, старший научный сотрудник НИЦ, Центральный научно-исследовательский институт Военно-воздушных сил, Москва, Россия, tnv@mail.ru

**Грачев Сергей Николаевич**, старший научный сотрудник НИЦ, Центральный научно-исследовательский институт Военно-воздушных сил, Москва, Россия, grachev62-62@mail.ru

**Калий Валерий Алексеевич**, доктор технических наук, главный конструктор, Обособленное конструкторское бюро систем электроснабжения Уфимского агрегатного производственного объединения, Москва, Россия, vkaliy@tdhc.ru

## Authors information

**Musin Sergey M.**, Doctor of Sciences (Engineering), Professor, Chief Specialist, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, Smusin@tdhc.ru

**Попов Юрий В.**, Doctor of Sciences (Engineering), Chief Specialist, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, tov\_popov@rambler.ru

**Triandafilov Nikolay V.**, Senior Scientific Employee of NIC, The Central Scientific Research Institute of Military-Air Forces of the Ministry of Defence of the Russian Federation, Moscow, Russia, tnv@mail.ru

**Grachev Sergey N.**, Senior Scientific Employee of NIC, The Central Scientific Research Institute of Military-Air Forces of the Ministry of Defence of the Russian Federation, Moscow, Russia, grachev62-62@mail.ru

**Kaliy Valeriy A.**, Doctor of Sciences (Engineering), The Isolated Design Office of Systems of an Electrical Supply of the Ufa Aggregate Production Association, Moscow, Russia, vkaliy@tdhc.ru

*Статья поступила в редакцию 05.02.2026; одобрена после рецензирования 12.03.2026; принята к публикации 01.05.2026.*

*The article was submitted 05.02.2026; approved after reviewing 12.03.2026; accepted for publication 01.05.2026.*

Научная статья  
УДК 621.438-226.739.6

## ОСОБЕННОСТИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА НАНЕСЕНИЯ ТЕПЛОЗАЩИТНОГО ПОКРЫТИЯ ЭЛЕКТРОННО-ЛУЧЕВЫМ МЕТОДОМ НА ЛОПАТКИ ТУРБИНЫ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В. М. САМОЙЛЕНКО<sup>1</sup>, В. В. ДРЕВНЯК<sup>1</sup>, Р. Г. РАВИЛОВ<sup>2</sup>, В. Г. ОПОКИН<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия

<sup>2</sup>Лыткаринский машиностроительный завод – филиал ПАО «ОДК-УМПО», Лыткарино, Московская область, Россия

**Аннотация.** Теплозащитные покрытия (ТЗП) широко применяются с целью повышения эффективности газотурбинных двигателей (ГТД), используемых в гражданской авиации, энергетическом и оборонном секторах. Применение таких покрытий обусловлено необходимостью подавления деградации материала лопаток турбины, вызванной высокотемпературным воздействием. ТЗП – это многослойная конструкция из нескольких материалов, которая должна выдерживать высокие температуры, воздействие окружающей среды, термоциклирование и стрессовые условия при большом количестве взлётов и посадок воздушных судов (ВС). Процесс напыления ТЗП осуществляется в вакуумной камере, где под воздействием направленного на тигель с материалом электронного пучка происходит нагрев и испарение этого материала. Полученный паровой поток конденсируется на поверхности лопаток, установленных в вакуумной камере над тиглем на специальном устройстве. В современных ГТД профиль лопатки турбины имеет сложную форму, что предъявляет особые требования к процессу формирования ТЗП с равномерной (контролируемой) толщиной. В статье представлены результаты экспериментальной отработки различных вариантов перемещения лопаток в камере напыления, применения специальных экранов и определённой установки лопаток в манипуляторе с целью обеспечения требуемой толщины ТЗП по всему профилю лопатки. Приведены результаты расчёта толщины формируемого покрытия в зависимости от угла и плотности парового потока и угла установки лопатки в специальном устройстве. Представлены технологические приёмы и особенности процесса нанесения ТЗП с использованием электронных пучков с целью получения контролируемой, в частности, равномерной, толщины покрытия.

**Ключевые слова:** теплозащитное покрытие, толщина покрытия, угол парового потока, плотность парового потока, технологические приёмы, скорость испарения, керамический штабик, эксплуатация авиационной техники

**Для цитирования:** Самойленко В. М., Древняк В. В., Равилов Р. Г., Опокин В. Г. Особенности технологического процесса нанесения теплозащитного покрытия электронно-лучевым методом на лопатки турбины газотурбинных двигателей // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2026. № 54. С. 64–74.

Original article

## FEATURES OF THE TECHNOLOGICAL PROCESS OF APPLYING A HEAT-PROTECTIVE COATING BY THE ELECTRON BEAM METHOD TO TURBINE BLADES OF GAS TURBINE ENGINES

V. M. SAMOYLENKO<sup>1</sup>, V. V. DREVNYAK<sup>1</sup>, R. G. RAVILOV<sup>2</sup>, V. G. OPOKIN<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia

<sup>2</sup>Lytkarino Machine-Building Plant – a branch of PJSC “ODK-UMPO”, Lytkarino, Moscow region, Russia

**Abstract.** Thermal protective coatings (HPC) are widely used in gas turbine engines (GTE) used in civil aviation, energy and defense sectors in order to increase their efficiency. The use of such coatings is driven by the need to suppress the degradation of turbine blade material caused by high temperatures. A HPC is a multi-layer structure made of several materials that must withstand high temperatures, environmental impacts, thermal cycling, and the stressful conditions encountered during numerous aircraft takeoffs and landings. The HPC deposition process takes place in a vacuum chamber, where an electron beam directed at the crucible containing the material heats and evaporates the material. The resulting vapor flow condenses on the surface of blades mounted in the vacuum chamber above the crucible on a special device. In modern GTE, turbine blade profiles have a complex shape, placing special demands on the process of forming a HPC with a uniform (controlled) thickness. This article presents the results of experimental testing of various blade movement options in the spray chamber, the use of special shields, and specific blade placement in the manipulator to ensure the required HPC thickness across the entire blade profile. The results of calculating the thickness of the formed coating are presented depending on the angle and density of the vapor flow and the installation angle of the blade in a special device. Technological methods and features of the HPC application process using electron beams are presented to achieve controlled, particularly uniform, coating thickness.

**Keywords:** heat-protective coating, coating thickness, steam flow angle, steam flow density, technological techniques, evaporation rate, ceramic stack, operation of aircraft

**For citation:** Samoilenko V. M., Drevnyak V. V., Ravilov R. G., Opokin V. G. Features of the technological process of applying a heat-protective coating by the electron beam method to turbine blades of gas turbine engines. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2026, no. 54, pp. 64–74. (In Russ.)

## Введение

Для повышения жаростойкости и коррозионной стойкости турбинных лопаток, например, авиационных двигателей, работающих в напряжённых температурных условиях, широко используют нанесение на них покрытий из тугоплавких сплавов и керамик с применением электронного пучка (луча).

В исследованиях [1–3] показано, что толщина формируемого покрытия, его микроструктура и направление кристаллизации керамических «столбов» в значительной степени зависят от формы (профиля) лопатки турбины и от технологических параметров процесса нанесения керамики, а именно угла направления парового потока по отношению к поверхности осаждения и его плотности.

В настоящей статье рассмотрен процесс получения ТЗП методом осаждения материалов в вакууме наиболее совершенным способом нагрева материалов – электронно-лучевым.

## Материалы исследования

Испаряемый материал представляет собой цилиндрический слиток (штабик) диаметром 50–100 мм. Расплавленный электронным лучом материал образует жидкую ванну, с поверхности которой идёт испарение. Некоторые материалы испаряются без образования жидкой ванны путём сублимации.

Процесс испарения из тигля осаждаемого материала проводят при высоком вакууме  $\sim 10^{-4}$ – $10^{-6}$  мм рт. ст. Распределение материала при осаждении на обрабатываемую поверхность из точечного источника (рис. 1а) подчиняется косинусоидальному закону [4]:

$$\frac{dm}{ds} \sim \frac{m}{h^2} \cos\theta, \quad (1)$$

где  $dm$  – масса материала, осаждённого на элементе поверхности  $ds$ ;  $m$  – общее количество испарившегося материала;  $h$  – расстояние от испарителя до поверхности конденсации;  $\theta$  – угол между направлением парового потока и нормалью к элементу поверхности.

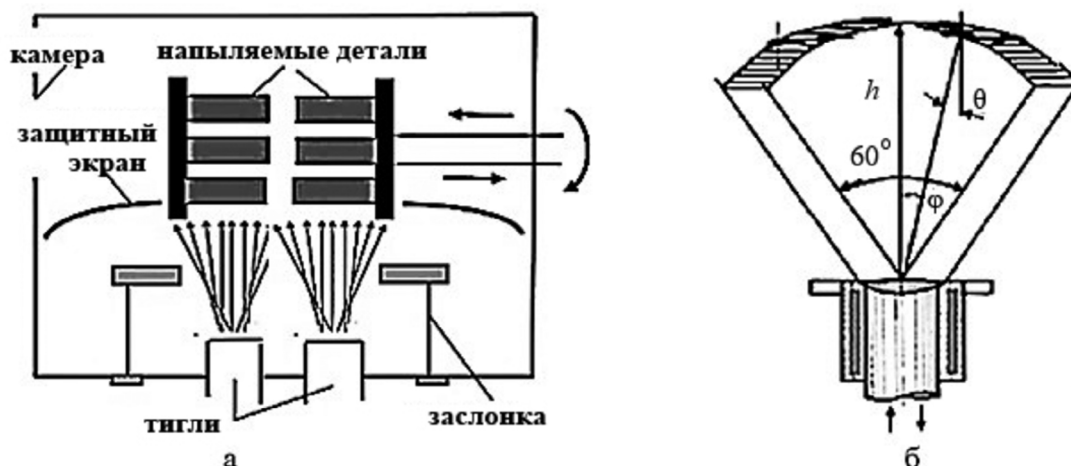


Рис. 1. Схема электронно-лучевой установки – а; область постоянной плотности парового потока при испарении сплавов электронным пучком – б

Для получения равномерной толщины ТЗП по всему профилю лопатки турбины и уменьшения расхода испаряемого из тигля материала целесообразно проводить оценку возможности нанесения покрытия контролируемой величины, а также осуществлять технологические приёмы при одновременном нанесении покрытия на группу лопаток для их рационального распределения относительно парового потока (рис. 1а).

Максимальная плотность парового потока достигается при его направлении к поверхности осаждения под углом  $90^\circ$  (рис. 1б). Следовательно, в зависимости от направления потока (его плотности по отношению к поверхности лопатки) будет формироваться различная толщина ТЗП и изменяться угол наклона формируемых керамических столбов, что приведёт к снижению ресурса покрытия в целом. При использовании метода электронно-лучевого нанесения ТЗП керамический слой имеет столбчатую структуру, осаждается не только на лопатки, но и на стенки камеры установки, что увеличивает расход материала.

Скорость испарения сплавов в вакууме при данной температуре поверхности зависит от скорости рассеивания пара, которая определяется величиной среднего свободного пробега между соударениями с молекулами остаточного газа и испарившимися атомами. При испарении в высоком вакууме, когда длина свободного пробега больше размеров вакуумной камеры и столкновениями атомов можно пренебречь, скорость испарения определяется соотношением Ленгмюра:

$$V = 4,4 \cdot 10^{-4} P_0 \sqrt{M/T},$$

где  $V$  – масса металла, г, испарившегося с  $1 \text{ см}^2$  за 1 с;  $P_0$  – равновесное давление пара металла при данной температуре, Па;  $M$  – молекулярная масса металла;  $T$  – температура испарения.

## Результаты исследования

Известно [1, 5, 6], что скорость испарения металлов зависит от температуры. Защитные покрытия наносятся при достаточно высоких скоростях испарения:  $10^{-3} - 10^{-2} \text{ г/см}^2 \cdot \text{с}$ .

Условием надёжного получения качественного ТЗП является соблюдение однородности его химического состава по толщине и по поверхности подложки. Первое достигается путём согласования скоростей испарения жидкого металла со скоростью подачи слитка в испаритель, в результате чего происходит практически одновременное испарение всех компонентов сплава, упругость паров которых различается [7, 8]. Для этого оператор следит за уровнем ванны испаряемого сплава. Оптимальные скорости осаждения покрытий, позволяющие получать близкое к равновесному структурному состоянию в конденсированном слое, составляют 5–8 мкм/мин на вращающейся подложке при расстоянии  $h$  от поверхности испарения до покрываемого изделия 250–300 мм. Время, затрачиваемое непосредственно на осаждение покрытий на изделие, не превышает 25 мин.

Равномерность распределения покрытия по лопатке достигается вращением изделий в паровом потоке с определённой (или изменяемой) скоростью, обеспечивающей минимальное количество дефектов роста. При этом происходит дополнительное усреднение химического состава парового потока, конденсирующегося на поверхности лопатки. Минимум кристаллографических дефектов (неупорядоченных границ смежных кристаллов), обусловленных закономерным изменением угла падения парового потока, соответствует скорости вращения изделия относительно своей оси, равной 4–8 оборотов/мин.

Если покрытия наносят на изделие сложной формы типа лопатки, где имеются области затенения, то применяется рассеивание парового потока путём наддува некоторого количества инертного газа (аргон, гелий). Толщина напылённого слоя в этом случае получается примерно постоянной на всей лопатке.

Существенное увеличение скорости осаждения покрытия на вращающейся подложке до (25–90) мкм/мин достигается увеличением скорости испарения при повышении удельной плотности энергии в электронном луче и его сканировании по поверхности ванны расплавленного металла в испарителе. Большой перегрев в локальной области вызывает интенсивное испарение металла. Благодаря сканированию луча по поверхности расплава мгновенные скорости испарения суммируются, и общая скорость испарения имеет на порядок большую величину, чем та, которая получается при работе со стационарным электронным лучом.

Как было сказано выше, распределение материала при осаждении из точечного источника (рис. 1б) подчиняется косинусоидальному закону (1). В результате конденсации керамики на плоскую поверхность происходит формирование керамических столбов под углом, и угол их наклона тем больше, чем больше расстояние данной точки от её расположения над тиглем (рис. 1б), что приводит к снижению эксплуатационных свойств покрытия.

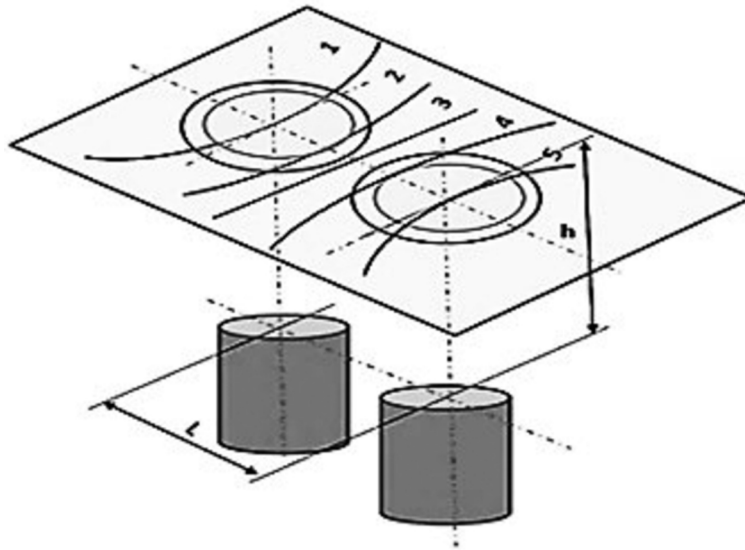
Авторами проведена оценка возможности нанесения покрытия контролируемой (равномерной) толщины. Для этого рассматривали схему испарения из двух источников с последующей конденсацией парового потока на плоскопараллельной подложке (рис. 2).

При осаждении на плоскую неподвижную подложку, параллельную плоскости источника, конденсат имеет очертания пологого холма, ось симметрии которого проходит через точечный источник. Эта закономерность сохраняется, если источник имеет форму плоского круга конечных размеров. Отношение толщины конденсата  $d(l)$  в любой точке поверхности на расстоянии  $l$  от центра «холма» к его максимальной толщине  $d_0$  для кругового источника равно:

$$d(l)/d_0 = l[l + (l/h)]^{-2},$$

где  $h$  – расстояние от источника до плоскопараллельной подложки (рис. 1б). Обычно для электронно-лучевых установок  $h=250...300$  мм,  $l=150...180$  мм.

Следовательно, уменьшение толщины конденсата на 2 % происходит при  $l=(25–30)$  мм. Отношение  $d(l)/d_0=0,5$  наблюдается при  $l/h=0,6$ , т. е. на расстоянии 150–180 мм. Применение двух и более источников в сочетании с определённым характером движения подложки



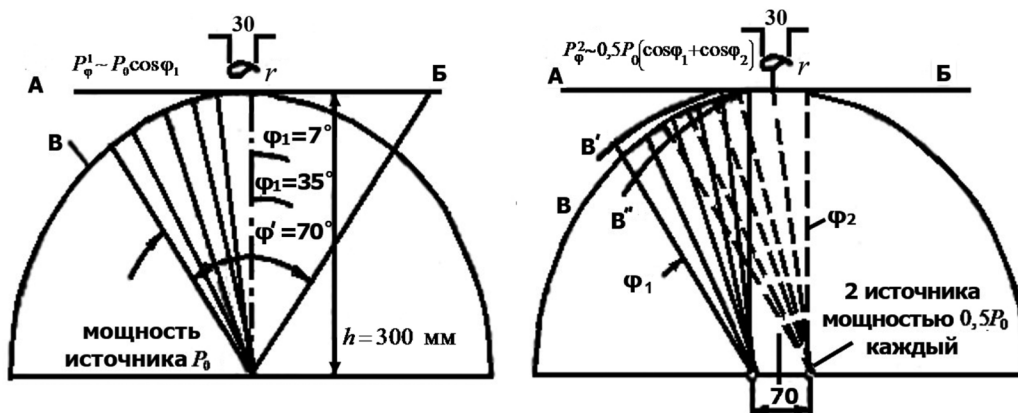
**Рис. 2.** Схема испарения из 2 источников и конденсации на плоскопараллельную подложку:  
1–5 – линии равных концентраций

(возвратно-поступательное движение, вращение и т. д.) позволяет получать однородные по составу покрытия значительной протяжённости.

Кроме получения однородного по составу покрытия требуется получение одинаковой его толщины. Однако возникают трудности расчёта границ области приблизительно постоянной плотности парового потока. Рассмотрим простейшие случаи напыления деталей из одного и из двух точечных источников с интенсивностью парового пучка соответственно  $P_0, P_0/2$  каждый, так что суммарная интенсивность во всех случаях одинакова и равна  $P_0$  (рис. 3). Величина интенсивности пучка в точках на шаровой (сферической) поверхности радиусом  $H$  равна:

$$P_{\phi}^n \sim \frac{P_0}{n} \sum_{i=1}^n \cos \phi_i,$$

где  $n$  – число точечных источников,  $\phi$  – угол между направлением из центра сферы на рассматриваемую точку сферической поверхности и нормалью к плоскости, на которой расположены источники;  $\phi_i$  – угол между вертикальной осью парового потока пучка  $i$ -го источника и направлением от его центра на рассматриваемую точку сферической поверхности (рис. 3). Очевидно, для одного источника это один и тот же угол (рис 1б).



**Рис. 3.** Схема расчёта интенсивности парового пучка при напылении из одного и из двух точечных источников: А–Б – плоскость расположения детали (лопатки);  $r$  – размер детали, вставленной во вращающуюся кассету (размер кассеты с установленными лопатками 30 см)

В первом случае точечный источник находится в центре шара; во втором – источники расположены на расстоянии 35 мм от центра, поэтому

$$P_{\phi}^1 \sim P_0 \cos\phi_1; P_{\phi}^2 \sim 0,5P_0(\cos\phi_1 + \cos\phi_2)$$

для одного и двух источников соответственно. Величина расстояния 35 мм между источниками выбрана такой, чтобы на шаровой поверхности радиусом  $H=300$  мм она была равна приблизительно длине дуги с углом  $7^\circ$ .

В табл. 1 представлены результаты расчёта величин  $P_{\phi}^1, P_{\phi}^2$ .

Табл. 1. Результаты расчёта интенсивности парового пучка при напылении из 1 и 2 точечных источников

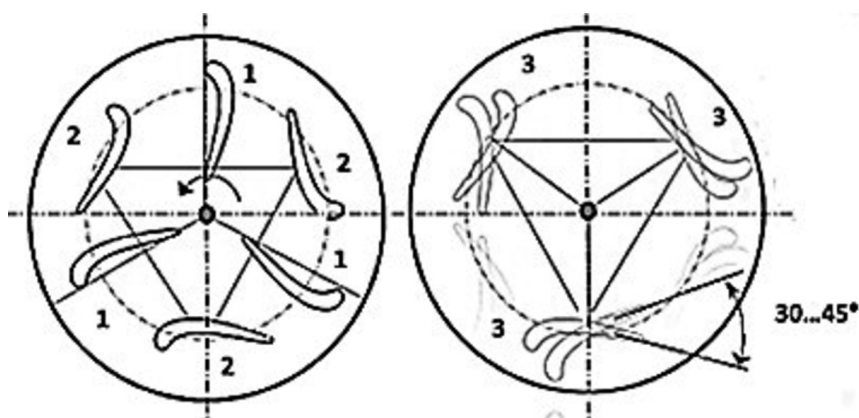
Число $n$ источников	Мощности источников	Величина $\Sigma\cos\phi_i$ для углов $\phi$					
		$0^\circ$	$7^\circ$	$14^\circ$	$21^\circ$	$28^\circ$	$35^\circ$
1	$P_0$	1,000	0,993	0,97	0,934	0,883	0,819
2	$P_0/2$	0,993	0,995	0,963	0,927	0,876	0,813

### Обсуждение полученных результатов исследования

Как видно из табл. 1, при углах  $\phi \leq 14^\circ$  (угол  $14^\circ$  приближённо моделирует слиток материала диаметром 70 мм) величина  $\Sigma\cos\phi_i$ , которой пропорциональна интенсивность парового потока, во всех случаях находится в пределах 96–100 %. Однако следует заметить, что в действительности сферические поверхности (радиусом  $H$ ), в центрах которых находятся каждый из 2 источников, сдвинуты относительно сферической поверхности  $B$  того же радиуса для случая одного источника (рис. 3): они расположены выше ( $B'$ ) или ниже ( $B''$ ) поверхности  $B$ , что вносит дополнительную погрешность в расчёты. При углах  $\phi \leq 14^\circ$  эта погрешность мала, но с ростом угла  $\phi$  она увеличивается, так как увеличивается отличие положений сферических поверхностей  $B'$  и  $B''$  от положения сферической поверхности  $B$ .

В описанной модели реальные испарители рассматриваются как набор точечных источников, поэтому для уточнения расчётов и составления картины, близкой к действительности, необходимо проводить экспериментальные исследования. Расширение зон осаждения равномерных по толщине покрытий на практике достигается увеличением расстояния испаритель – подложка, применением большей поверхности испарения и разработкой оснастки, обеспечивающей перемещение и вращение деталей в процессе напыления.

Как следует из вышеизложенного, при нанесении защитных покрытий на группу лопаток для получения равномерной (контролируемой) толщины покрытия требуется рационально их расположить относительно испарителя (и источника нагрева). В течение всего процесса нанесения покрытия каждая деталь должна находиться в одинаковых температурных условиях осаждения парового потока. Поскольку количество попадающего на деталь конденсата обратно пропорционально квадрату расстояния и пропорционально косинусу угла  $\phi$  между осью испарителя и направлением (в условиях прямой видимости) на объект, целесообразно лопатки располагать вдоль области постоянной плотности парового потока (рис. 1). На основании проведённых эксперимента и расчёта рекомендуемая область постоянной плотности представлена полосой на сферической поверхности радиуса  $H$  в пределах угла  $\phi=60^\circ$  (рис. 1б). Подчеркнём, что наибольшее испарение происходит в направлениях по нормали к испаряемой поверхности, т. е. там, где  $\cos\phi$  имеет наибольшую величину.



**Рис. 4.** Схема размещения лопаток (хорда 25...30 мм, длина пера 30...60 мм) на опорном диске кассеты для напыления ТЗП в электронно-лучевой установке в зависимости от варианта: 1 – «звезда» (радиальная), 2 – «треугольник», 3 – «треугольник» с поворотом изделия на угол 30...45°

В результате проведения экспериментов и расчёта были исследованы варианты расстановки лопаток в приспособлении для нанесения покрытия на группу лопаток. Искали вариант, который позволяет получить желаемый закон изменения профиля (толщины) покрытия по перу лопатки, задавая угол наклона её в пределах 10–45° между осью изделия и осью вращения центрального штока (вала) планетарного механизма (рис. 4). Видно, что вариант 3 лишён недостатков, свойственных варианту 1, где имеется утонение покрытия в корыте лопатки. В варианте 2 сильно экранируется спинка и утолщается слой на выходной кромке.

Однако при этом надо учитывать снижение средней скорости конденсации, поскольку изделие, находящееся ближе к источнику испарения, экранирует расположенную над ним лопатку. Соответственно возрастает общее время, необходимое для получения покрытия одновременно на всех изделиях.

Известно [4, 7], что однородность осаждения материала и отношение скорости испарения источника к скорости осаждения частиц на подложку  $\sim \cos\varphi/h^2$  определяется взаимным расположением источника и подложки. При этом большинство испарителей может быть представлено в виде точечных или линейных источников. Между требованиями получения однородной толщины покрытия на поверхности подложки и приемлемой скорости осаждения без дополнительных затрат испаряемого вещества обычно достигается компромисс. Однако однородную толщину покрытия можно получить даже и при неоднородных источниках путём перемещения подложки в процессе напыления так, чтобы осаждаемый материал попадал на неё с различных направлений потока частиц источника (испарителя).

Расстояние от поверхности источника испарения до изделия является важной характеристикой процесса, поскольку толщина напыляемого слоя на лопатке, имеющей сложный профиль, изменится вдоль него. Сформированный слой всегда имеет бóльшую толщину на участках, поверхность которых описывает окружность максимального радиуса, приближаясь к испарителю на минимальное расстояние, а также на поверхностях, имеющих положительную кривизну. В радиальной схеме крепления и вращения изделий максимальную толщину покрытия получают на входной кромке и на спинке лопатки. Для ограничения парового потока, попадающего на входную кромку, применяется её экранирование стерженьками диаметром 6–8 мм, расположенными перед ней на расстоянии 20–25 мм. Более тонкая выходная кромка лопаток, подвергаясь резкому охлаждению, находится в благоприятных условиях напыления, поскольку она всегда отчасти экранируется соседним изделием, и её поверхность описывает в процессе вращения окружность минимального радиуса. Так как расстояние от испарителя до выходной кромки максимально, толщина получаемого здесь покрытия минимальна. Очевидно, что если в выбранной схеме размещения лопаток достигается минимальное их взаимное экранирование,

то скорость осаждения парового потока при этом будет максимальна. Заметим, что для каждого типа лопаток и видов оснастки необходимо строить градуированные характеристики процесса напыления (рис. 5), хотя они и имеют большой разброс данных:

$$\int_S dm = \Delta P = f(\delta),$$

где  $S$  – площадь поверхности напыления,  $\Delta P$  – масса напылённого на неё материала,  $\delta$  – толщина нанесённого покрытия.

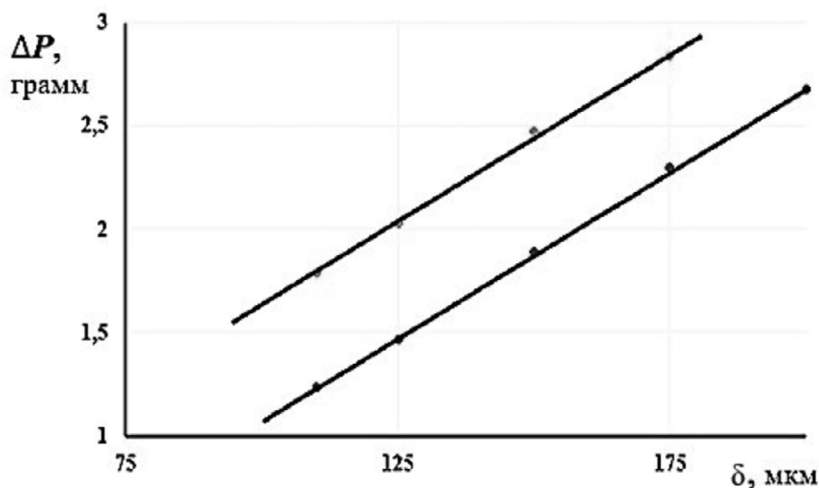


Рис. 5. Изменение веса лопаток двигателя Д-36 в зависимости от толщины напыляемого покрытия (для разных покрытий)

Величина неравномерности толщин  $\delta$  нанесённых покрытий определяется формулой:

$$\Delta\delta = [(\delta_{\max} - \delta_{\min}) / 2] \cdot 100 \%, \quad (2)$$

где  $\delta_{\min}$  и  $\delta_{\max}$  – максимальная и минимальная толщины покрытия по профилю лопатки.

Используя (2), вычисляют величины неравномерности  $\Delta\delta$  для разных участков лопаток. Фактическое распределение толщин покрытия на лопатке таково, что толщина ТЗП на спинке лопаток значительно неравномернее, чем на корыте, а на выходной кромке лопатки толщина покрытия не минимальная.

Требования конструкторского чертежа<sup>1</sup> или соответствующих ТУ задают определённые допуски на отклонение толщин покрытия. Например, на толщину металлического покрытия на лопатке задают требование  $(0,05+0,02)$  мм, а керамического –  $\text{ZrO}_2 + 8\% \text{Y}_2\text{O}_3$  –  $(0,15+0,05)$  мм. Согласно формуле (2) проведём расчёт. Допускаемая по приведённым требованиям неравномерность толщин  $\Delta\delta$  для металлических покрытий будет составлять  $\approx 20\%$ , а для керамических –  $\approx 17\%$ . Однако в работах [4, 7, 9] указывается, что при электронно-лучевом напылении неравномерность толщины покрытия на деталях со сложной конфигурацией достигает 60–70%.

На равномерность толщины покрытия влияет несколько факторов. Так, поскольку корыто лопатки имеет небольшой прогиб,  $\sim 5$  мм, расстояние от каждой точки на нём до источника испарения разное, в среднем ( $h_{\text{сред}}$ ) – 270 мм, но максимальное ( $h_{\text{макс}}$ ) – 275 мм. Неравномерность толщины, связанная с этим фактором, составляет  $\sim 3\%$ , так как отношение величин

<sup>1</sup> Конструкторским чертежом для технолога по нанесению покрытия задаются максимальная и минимальная толщины покрытия, материал покрытия и указываются места, куда наносится покрытие и где его не должно быть.

$h_{\text{макс}}^2/h_{\text{сред}}^2 = 275^2/270^2 = 1,03$ . Другие факторы – затенение дна корыта и спинки при вращении диска планетарного механизма, а также изменение величины  $\cos\varphi$  падающего парового потока.

Проведём оценку количества материала, испарившегося с поверхности тигля диаметром 7 см, за время напыления 14 лопаток  $\tau=80$  мин. Примем удельную скорость испарения  $ZrO_2$   $V=6 \cdot 10^{-4}$  г/см<sup>2</sup>·с. Тогда общее количество испарившегося материала составляет

$$m = 6 \cdot 10^{-4} \tau S_{\text{тигля}} = 6 \cdot 10^{-4} \cdot 80 \cdot 60 \frac{7^2}{4} \pi = 111 \text{ г,}$$

что много меньше изменения веса штабика  $ZrO_2$  в тигле, который на практике уменьшился на 300 г. Следовательно, удельная скорость испарения  $ZrO_2$  в данном случае много выше указанной в работах [8, 10].

Отметим также чрезвычайно низкий к.п.д. процесса напыления, равный  $\sim 7,3$  %, так как из 300 г испарившегося материала на лопатках осаждалось  $1,57 \cdot 14 = 21,98$  г.

### Заключение

Авторами установлено, что при косинусоидальном характере распределения плотности парового потока испаряемого материала в электронно-лучевой установке толщина и микроструктура формируемого покрытия в различных областях лопатки турбины имеют отличия.

На основании проведённых расчётов установлена зависимость толщины формируемого покрытия по профилю лопатки от угла и плотности парового потока.

На основании экспериментальных исследований представлены технологические приёмы установки лопаток турбины в специальном устройстве с целью формирования покрытия контролируемой толщины.

**Благодарности.** Авторы выражают благодарность Петрову Михаилу Дмитриевичу, к.т.н., старшему научному сотруднику ЦИАМ им. П. И. Баранова за оказание помощи при выполнении анализа материалов и экспериментальных данных для статьи.

**Конфликт интересов.** Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

### Список источников

1. Гречанюк Н. И., Осокин В. А., Шпак П. А., Пилюк Е. Л. Влияние технологических параметров на структуру внешнего керамического слоя в двухслойных покрытиях металл-керамика, полученных электроннолучевым осаждением за один технологический цикл // Порошковая металлургия. 2005. № 3. С. 41–48.
2. Tamarin Y. A. *Protective Coatings for Turbine Blades*. ASM International, 2002, 217 p.
3. Игнатъев З. Е., Шатульский А. А. Анализ и разработка методов устранения производственных дефектов теплозащитных покрытий, получаемых электронно-лучевым испарением в вакууме // Известия Юго-Западного государственного университета. Серия: Техника и технологии. 2025. Т. 15, № 2. С. 45–61.
4. Никитин М. М. Технология и оборудование вакуумного напыления. Москва: Металлургия, 1992. 112 с.
5. Kablov E. N. et al. Thermodynamics and vaporization of ceramics based on the  $Y_2O_3-ZrO_2$  system studied by KEMS. *J. Alloys Compd.*, 2019, vol. 794, pp. 606–614.
6. Мовчан Б. А., Тутов Н. Д. Электронно-лучевое испарение и осаждение из паровой фазы в вакууме // Известия Курского государственного технического университета. 2009. № 1(26). С. 12а–18.

7. Хоффман Д., Сингх Б. Справочник по вакуумной технике и технологиям. Москва: Техносфера, 2011. 735 с.
8. Мовчан Б. А. Малашенко И. С. Жаростойкие покрытия, осаждаемые в вакууме. Киев: Наукова думка, 1983. 232 с.
9. Медников А. Ф., Медведев К. С., Качалин Г. В., Тхабисимов А. Б., Качалина Е. В. Обзор современных способов формирования термобарьерных покрытий // Глобальная энергия. 2023. Том 29. № 4. С. 132–148.
10. Кашин Д. С., Стехов П. А. Современные теплозащитные покрытия, полученные методом электронно-лучевого напыления (обзор) // Труды ВИАМ. 2018. № 2(62). 2018. С. 84–90.

## References

1. Grechanyuk N. I., Osokin V. A., Shpak P. A., Piyuk E. L. The influence of technological parameters on the structure of the outer ceramic layer in two-layer metal-ceramic coatings obtained by electron beam deposition in one technological cycle. *Powder Metallurgy*, 2005, no. 3, pp. 41–48. (In Russ.)
2. Tamarin Y. A. *Protective Coatings for Turbine Blades*. ASM International, 2002, 217 p.
3. Ignatev Z. E., Shatulsky A. A. Analysis and development of methods for eliminating manufacturing defects in heat-protective coatings produced by electron beam evaporation in vacuum. *Proceedings of the Southwest State University. Series: Engineering and Technology*, 2025, vol. 15, no. 2, pp. 45–61. (In Russ.)
4. Nikitin M. M. *Technology and equipment of vacuum spraying*. Moscow, Metallurgiya Publ., 1992, 112 p. (In Russ.)
5. Kablov E. N. et al. Thermodynamics and vaporization of ceramics based on the  $Y_2O_3$ - $ZrO_2$  system studied by KEMS. *J. Alloys Compd.*, 2019, vol. 794, pp. 606–614.
6. Movchan B. A., Tutov N. D. Elektron-beam evaporation and deposition of materials from vapour phase in the vacuum. *Proceedings of the Kursk State Technical University*, 2009, no. 1(26), pp. 12a–18. (In Russ.)
7. Hoffman D., Singh B. *Handbook of vacuum engineering and technology*. Moscow, Tekhnosfera Publ., 2011, 735 p. (In Russ.)
8. Movchan B. A. Malashenko I. S. *Heat-resistant coatings deposited in vacuum*. Moscow, Naukova dumka Publ., 1983, 232 p. (In Russ.)
9. Mednikov A. F., Medvedev K. S., Kachalin G. V., Tkhabisimov A. B., Kachalina E. V. Review of modern methods of forming thermal barrier coatings: A review. *Global Energy*, 2023, vol. 29, no. 4, pp. 132–148. (In Russ.)
10. Kashin D. S., Stekhov P. A. Modern thermal barrier coatings obtained by electron-beam physical vapor deposition (review). *Proceedings of VIAM*, 2018, no. 2(62), pp. 84–90. (In Russ.)

## Информация об авторах

**Самойленко Василий Михайлович**, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой авиатопливообеспечения, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия, v.samoilenko@mstuca.ru

**Древняк Владимир Владимирович**, кандидат технических наук, проректор, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия, v.drevnyak@mstuca.ru

**Равилов Ринат Галимчанович**, кандидат технических наук, главный металлург, Лыткаринский машиностроительный завод – филиал ПАО «ОДК-УМПО», Лыткарино, Московская область, Россия, rinat.ravilov@lmz.umpo.ru

**Опокин Владимир Геннадьевич**, кандидат технических наук, ведущий инженер, Лыткаринский машиностроительный завод – филиал ПАО «ОДК-УМПО», Лыткарино, Московская область, Россия, opokin\_vg@lmz.umpo.ru

### Authors information

**Samoylenko Vasily M.**, Doctor of Sciences (Engineering), Professor, Head of the Aviation Fuel Supply Department, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, v.samoilenko@mstuca.ru

**Drevnyak Vladimir V.**, Candidate of Sciences (Engineering), Vice Rector, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, v.drevnyak@mstuca.ru

**Ravilov Rinat G.**, Candidate of Sciences (Engineering), Chief Metallurgist, Lytkarino Machine-Building Plant – a branch of PJSC “UEC-UMPO”, Lytkarino, Moscow region, Russia, rinat.ravilov@lmz.umpo.ru

**Opokin Vladimir G.**, Candidate of Sciences (Engineering), Lead Engineer, Lytkarino Machine-Building Plant – a branch of PJSC “UEC-UMPO”, Lytkarino, Moscow region, Russia, opokin\_vg@lmz.umpo.ru

*Статья поступила в редакцию 16.01.2026; одобрена после рецензирования 17.03.2026; принята к публикации 04.05.2026.*

*The article was submitted 16.01.2026; approved after reviewing 17.03.2026; accepted for publication 04.05.2026.*

Научная статья  
УДК 629.7.05

## МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ КОНТРОЛЬНЫХ УСЛОВИЙ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ НАЛИЧИИ ИНФОРМАЦИОННОЙ ИЗБЫТОЧНОСТИ

Д. С. АДАМОВ, С. С. КОРОТКОВ, Д. А. ЯКОВЛЕВА

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

**Аннотация.** В статье исследован метод определения математических моделей контрольных условий для последующего контроля навигационных параметров бортового комплекса беспилотного летательного аппарата гражданского назначения, опирающийся на наличие избыточности бортового комплекса беспилотного летательного аппарата. Выполнен анализ бортовых комплексов наиболее массовых моделей беспилотных летательных аппаратов гражданского назначения на предмет наличия в них функциональной, структурной и информационной избыточности. Анализ показал, что строгие требования к массогабаритным характеристикам беспилотного летательного аппарата, от которых зависит соответствие фактических лётно-технических характеристик заявленным в техническом задании, практически исключают структурную и функциональную избыточности, однако в них присутствует информационная избыточность. Проведён анализ модели кинематического элемента и получены математические модели контрольных условий, обеспечивающие требуемую полноту контроля бортового комплекса беспилотного летательного аппарата.

**Ключевые слова:** беспилотный летательный аппарат, бортовой комплекс, функциональная избыточность, структурная избыточность, информационная избыточность, контрольные условия, контроль параметров, эксплуатация авиационной техники

**Для цитирования:** Адамов Д. С., Коротков С. С., Яковлева Д. А. Математические модели контрольных условий бортового комплекса беспилотного летательного аппарата при наличии информационной избыточности // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2026. № 54. С. 75–83.

Original article

## MATHEMATICAL MODELS OF CONTROL CONDITIONS OF AN ON-BOARD COMPLEX OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE IN THE PRESENCE OF INFORMATION REDUNDANCY

D. S. ADAMOV, S. S. KOROTKOV, D. A. YAKOVLEVA

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

**Abstract.** The article examines the issue of determining mathematical models of control conditions for subsequent control of navigation parameters of the on-board complex of a civil unmanned aerial vehicle, based on the redundancy of the on-board complex of an unmanned aerial vehicle. The analysis of the on-board complex of the most widespread models of unmanned aerial vehicles for civil purposes for the presence of functional, structural and informational redundancy in them has been performed. The conclusion is formulated

that due to the strict requirements for the weight and size characteristics of an unmanned aerial vehicle, on which the compliance of the actual flight characteristics with those stated in the terms of reference depends, there is practically no structural and functional redundancy in them, however, there is information redundancy. The issue of determining mathematical models of control conditions used to control the navigation parameters of an on-board complex of a civilian unmanned aerial vehicle based on the presence of information redundancy is investigated. The kinematic element model was analyzed and mathematical models of control conditions were obtained that ensure the required completeness of control of the on-board complex of an unmanned aerial vehicle.

**Keywords:** unmanned aerial vehicle, on-board complex, functional redundancy, structural redundancy, informational redundancy, control conditions, parameter control, operation of aircraft

**For citation:** Adamov D. S., Korotkov S. S., Yakovleva D. A. Mathematical models of control conditions of an on-board complex of an unmanned aerial vehicle in the presence of information redundancy. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2026, no. 54, pp. 75–83. (In Russ.)

## Введение

Стремительно развивающиеся беспилотные авиационные системы (БАС) гражданской авиации (ГА) быстро завоевали популярность среди эксплуатантов лёгкой авиационной техники, задействованной при выполнении широкого спектра авиационных работ, так как эксплуатация БАС представляется пользователям воздушного пространства (ВП) экономически выгодной [1].

Единая система организации воздушного движения (ЕС ОрВД) оказалась не готовой к массовой интеграции БАС в единое ВП Российской Федерации (РФ), что потребовало оперативного внесения изменений в воздушное законодательство и структуру ВП на территории всей страны. Так, 31.07.2025 Постановлением Правительства РФ № 1133<sup>1</sup> внесены изменения в Федеральные правила использования воздушного пространства (ФПИВП) РФ, которые законодательно закрепили класс Н, как класс ВП, предназначенного для полётов беспилотных воздушных судов (БВС).

Основным назначением БВС, как и любого воздушного судна (ВС) ГА, кроме пассажирских, является осуществление полёта в любое время суток по безопасному и экономически целесообразному маршруту в целях проведения аэрофотосъёмки и картографии, перевозки грузов и почты, применения в народном хозяйстве, а также метеонаблюдений.

Важнейшими задачами навигационного обеспечения БАС являются [2]:

- определение текущих координат и их коррекция;
- определение траектории по заданному маршруту полёта;
- обработка информации с бортового комплекса (БК);
- обеспечение высокого уровня своевременного получения навигационной информации на любом этапе полёта вне зависимости от выполняемой операции в данный момент времени;
- моментальная реакция на изменение внешней обстановки и поддержание функционирования систем с целью продолжения эксплуатации БВС, в том числе в сложной помеховой обстановке;
- автоматизация групповых полётов БВС, в том числе осуществление совместной обработки информации от различных информационных каналов и обмен информацией при выполнении групповых полётов БВС.

От метода и точности определения местоположения объекта во многом зависит как задание навигационной программы, так и управление движением объекта. Безопасность полётов во многом зависит от методов управления и контроля технического состояния (ТС) БК БВС.

<sup>1</sup> О внесении изменений в постановление Правительства Российской Федерации от 11 марта 2010 г. № 138 от 31 июля 2025 г. № 1133: Постановление Правительства Российской Федерации [Электронный ресурс]. URL: <https://base.garant.ru/412426656/> (дата обращения: 23.11.2025).

На эффективность решения навигационных задач существенное влияние оказывают методы управления БВС при выводе его в заданную навигационную точку (ЗНТ). ЗНТ – это точка с определёнными координатами, которая используется для обозначения местоположения и построения маршрута полёта БВС. ЗНТ могут быть начальными, конечными или промежуточными пунктами маршрута полёта БВС. Для обеспечения перемещения БВС по заданной траектории необходимо непрерывно или дискретно управлять его движением.

Полёт БВС может осуществляться в нескольких режимах с использованием устройств, работающих на различных принципах. Современные БК БВС представляют собой сложные системы со структурной и информационной избыточностью. Именно её наличие позволяет выбрать режим функционирования и установить связи между системами и блоками, чтобы нивелировать возникновение отказов и продолжить полёт по заданному маршруту. Управление БК в ВП происходит на основании имеющейся оценки его ТС, получаемой от бортовой системы встроенного контроля.

### Анализ структуры бортового комплекса беспилотных летательных аппаратов

Состояние БК БВС и динамические свойства кинематического элемента навигационного контура (НК) БВС, который определяет связи между параметрами собственного движения БВС относительно ЗНТ и радиомаяков (РМ), характеризуются дифференциальными уравнениями. Эти уравнения, определяющие относительное движение двух геометрических точек, и являются математической моделью кинематического элемента. Данные уравнения имеет вид [3]:

$$\left. \begin{aligned} \Lambda' &= F_{\Lambda}(\Lambda, U, N_U, t); \\ \Lambda(t_0) &= \Lambda_0, \end{aligned} \right\}$$

где  $\Lambda$  – вектор переменных параметров БВС,  $\Lambda'$  – производная вектора  $\Lambda$  по времени,  $U$  – вектор управления,  $N_U$  – вектор траекторных возмущений БВС,  $t_0$  – момент времени начала вывода БВС в ЗНТ,  $F$  – векторная функция.

Общепризнанные способы определения контрольных условий, позволяющие обнаруживать погрешности измерений вектора  $\Lambda$ , базируются на использовании избыточности [4]. Рассмотрим виды избыточностей в БК беспилотном летательном аппарате (БПЛА), а также принцип их формирования (рис. 1).

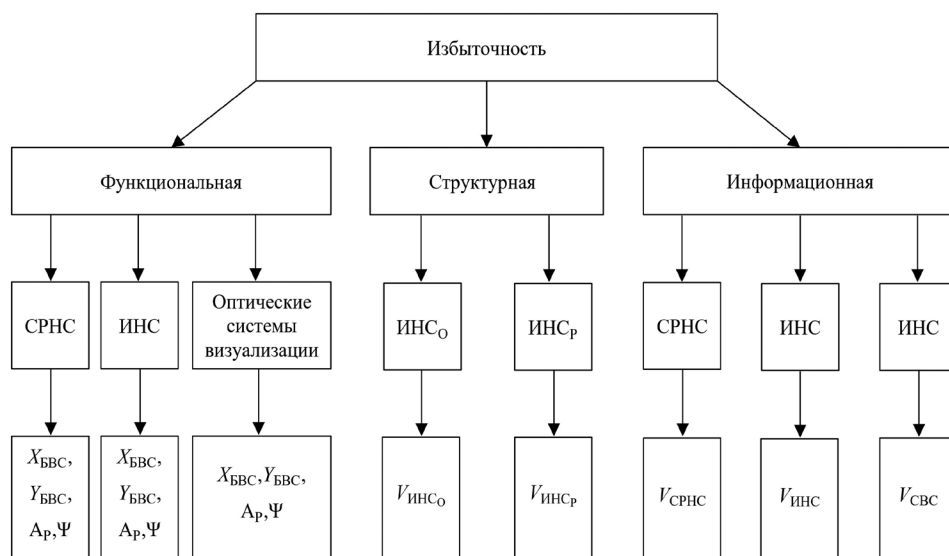


Рис. 1. Виды избыточностей и принцип их формирования

В настоящей статье избыточность рассматривается как средство контроля ТС БК БПЛА. Выделяют:

- структурную избыточность, которая заключается в дублировании систем, отдельных блоков и иных компонентов исследуемого объекта;
- функциональную избыточность, при которой для обеспечения работоспособности, помимо главной функции, на систему возложены дополнительные функции;
- информационную избыточность, вызванную превышением количества информации одного вида для передачи и хранения сообщения над его информационной энтропией.

На рис. 1 представлены примеры формирования избыточности в БПЛА гражданского назначения:

- примером функциональной избыточности является наличие в структуре БК таких систем, как спутниковая радионавигационная система (СРНС), инерциальная навигационная система (ИНС) и оптическая система визуализации. При потере сигнала СРНС, ИНС продолжает вычислять азимут и курс ( $A_p, \Psi$ ) по данным гироскопов и акселерометров, а оптическая система визуализации определяет координаты БВС ( $X_{БВС}, Y_{БВС}$ ) по опорным точкам подстилающей поверхности для предотвращения дрейфа ИНС;
- примером структурной избыточности является наличие двух бортовых модулей ИНС в структуре БК БВС, один из которых используется в качестве основного средства (ИНС<sub>о</sub>), а второй является резервным (ИНС<sub>р</sub>). Наличие данного вида избыточности встречается в тяжёлых и сверхтяжёлых БПЛА;
- примером информационной избыточности является наличие в структуре БК различных систем, таких как СРНС, ИНС и системы воздушных сигналов (СВС), осуществляющих измерение одноименных параметров БВС.

Авторами был проведён анализ минимального состава радиоэлектронного оборудования (РЭО) БК популярных моделей БПЛА гражданского назначения на предмет наличия в них информационной, функциональной и структурной избыточностей. Результаты для БПЛА Supercam S100<sup>2</sup>, Supercam S250, Supercam S350, Geoscan 201<sup>3</sup> и других<sup>4</sup> приведены в табл. 1.

Табл. 1. Состав бортового комплекса БПЛА

Наименование оборудования или системы	Лёгкие БВС		Средние БВС	Тяжёлые БВС
	Supercam S100, S250, S350	Geoscan 201	ZALA T-16-5G	БАС-200
Навигационные огни	+	+	+	+
ИНС	+	+	+	+
Гировертикаль	-	+	+	+
Датчик магнитного курса	опционально	+	+	+
Цифровая система телеметрии	+	опционально	+	+
Система автовозврата при потере связи	+	+	+	+

<sup>2</sup> Supercam S100. Беспилотный авиационный комплекс [Электронный ресурс]. URL: <https://bespilotnik24.ru/assets/images/site-images/supercams100-manual.pdf> (дата обращения: 25.11.2025).

<sup>3</sup> Геоскан 201 Базовый [Электронный ресурс]. URL: <https://www.geo-spektr.ru/bespilotnye-letatelnye-apparaty/bppla/geoskan-201-bazovyy.html> (дата обращения: 25.11.2025).

<sup>4</sup> ООО «Интеграл» – Комплект навигации для БПЛА [Электронный ресурс]. URL: <https://integral-group.pro/komplekty/uav-navigation-kit/> (дата обращения: 25.11.2025).

Окончание табл. 1

Наименование оборудования или системы	Лёгкие БВС		Средние БВС	Тяжёлые БВС
	Supercam S100, S250, S350	Geoscan 201	ZALA T-16-5G	БАС-200
Встроенный аналоговый видео-передатчик	+	+	+	+
Устройство для записи видео на борту	опционально	опционально	+	+
Курсовая камера	опционально	опционально	+	+
СРНС	+	+	+	+
Бортовой поисковый передатчик	+	+	+	+
Радиомодем	+	+	+	+
Система воздушных сигналов	–	+	+	+

Данные табл. 1 показывают, что функциональная и структурная избыточность в БК исследуемых типов БПЛА встречается достаточно редко. Преимущественно данные виды избыточности встречаются на средних и тяжёлых БВС, которые на данный момент массово не эксплуатируются. Каждый вид оборудования или системы, представленный в составе БК лёгких БВС, имеет конкретное назначение и не имеет резервирования; в то же время наблюдается наличие информационной избыточности. Отсутствие функциональной и структурной избыточностей объясняется тем, что разработчики БПЛА стремятся достичь наилучших лётно-технических характеристик, в том числе за счёт снижения конечной массы серийного аппарата [5]. Также необходимо отметить, что до введения первых на практике ограничений в 2022 году, связанных с подавлением сигнала, в качестве навигационных систем БАС наиболее популярными являлись СРНС. Теперь же многими производителями предусмотрена установка и модуля инерциальной системы, масса которого составляет от 8 кг [6, 7].

### Составление математических моделей контрольных условий бортового комплекса

Из приведённого анализа следует, что в большинстве эксплуатируемых типов БАС информационная избыточность состоит в том, что собственная скорость БВС может измеряться одновременно СВС ( $V_{СВС}^*$ ), инерциальными датчиками ( $V_{ИНС}^*$ ) и при помощи СРНС ( $V_{СРНС}^*$ ), где  $V^*$  – измеренное соответствующим датчиком значение скорости. Также координаты БВС могут быть определены методом счисления и позиционным методом. Для счисления используются ИНС и СВС, а при позиционном методе используются радиотехнические измерители [8].

Большинство известных методов получения контрольных условий базируются на использовании информационной избыточности самого объекта, в частности БК [9]. Простейшее контрольное условие имеет вид:

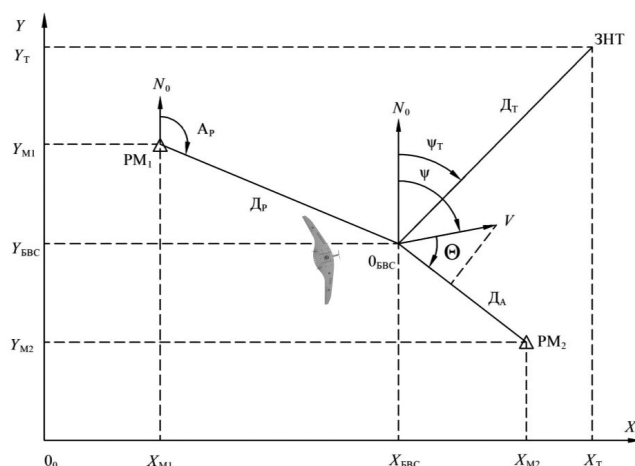
$$\lambda_1^* - \lambda_2^* = \Delta,$$

где  $\lambda_1^*$  и  $\lambda_2^*$  – измеренные значения параметра  $\lambda$  на выходах однотипных либо различных измерителей 1 и 2, входящих в БК. По статистической обработке и анализу  $\Delta$  определяется появление недопустимых погрешностей измерений на выходах измерителей.

В процессе эксплуатации и вывода БВС в ЗНТ структурная и информационная избыточности, существующие в БК, не позволяют определить контрольные условия, в которые входили бы все измеряемые параметры модели БК, а значит, не может быть обеспечена требуемая полнота контроля.

Далее представлено решение задачи определения инвариантных к истинным значениям измеряемого вектора  $\Lambda$  контрольных условий, полученных на основе анализа модели кинематического элемента НК вывода БВС в ЗНТ, что позволяет создать избыточность на «входе» БК.

Кинематический элемент отображает связи между параметрами собственного движения БВС относительно ЗНТ и относительно радиомаяков (РМ), схематично изображённых на рис. 2.



**Рис. 2.** Связь параметров собственного движения БВС относительно ЗНТ и РМ:

$N_0$  – магнитный север; РМ<sub>1</sub> и РМ<sub>2</sub> – радиомаяки 1 и 2 соответственно;  $O_{БВС}$  – местоположение БВС;  $A_P$  – азимут направления на  $O_{БВС}$  из РМ<sub>1</sub>;  $D_P$  – расстояние между РМ<sub>1</sub> и  $O_{БВС}$ ;  $\Psi_T$  – требуемый азимут курса БВС;  $\Psi$  – азимут курса БВС;  $V$  – вектор скорости БВС;  $\Theta$  – угол между  $V$  и направлением на РМ<sub>2</sub>;  $D_T$  – дальность между  $O_{БВС}$  и ЗНТ;  $D_A$  – расстояние между  $O_{БВС}$  и РМ<sub>2</sub>;  $X_{M1}, Y_{M1}, X_{M2}, Y_{M2}$  – координаты РМ<sub>1</sub> и РМ<sub>2</sub> соответственно;  $X_T, Y_T$  – координаты ЗНТ;  $X_{БВС}, Y_{БВС}$  – текущие координаты БВС

Используем обозначения рис. 2 для записи дифференциальных уравнений кинематического элемента в общем виде:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dY}{dt} &= |V| \cos \Psi; \\ \frac{dX}{dt} &= |V| \sin \Psi; \\ \frac{dD_T}{dt} &= -|V| \cos(\Psi - \Psi_T); \\ \frac{d\Psi}{dt} D_T &= |V| \sin \Psi_T; \\ \frac{dD_P}{dt} &= |V| \cos(A_P - \Psi); \\ \frac{dA_P}{dt} D_P &= |V| \sin(A_P - \Psi); \\ \frac{dD_A}{dt} &= |V| \cos \Theta; \\ \frac{d\Theta}{dt} D_A &= |V| \sin \Theta, \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

Данные дифференциальные уравнения являются общими и выполняются во всех режимах управления БВС в процессе вывода его в ЗНТ.

Элемент динамики управления БВС описывается уравнением:

$$\frac{d\Psi}{dt} = |V|^{-1} j_6(t) + n_\Psi, \quad \Psi(t_0) = \Psi_0, \quad (2)$$

где  $j_6(t)$  – боковое ускорение БВС;  $n_{\Psi}(t)$  – стационарный случайный процесс, порождающий курсовое возмущение БВС. Управление по скорости является безынерционным, его уравнение имеет вид:

$$|\mathbf{V}| = kV_0 + n_{\mathbf{V}}, \quad |\mathbf{V}(t_0)| = V_0, \quad (3)$$

где  $n_{\mathbf{V}}(t_0)$  – стационарный случайный процесс, порождающий скоростные возмущения БВС,  $k$  – коэффициент пропорциональности.

Измерения переменных, входящих в уравнения (1)–(3), производятся в БК в условиях внешних возмущений с известными статистическими характеристиками.

Предположим, что на борту БВС произошло переключение на следующий промежуточный пункт маршрута и с момента времени  $t_0$  с помощью БК производятся измерения переменных состояния БВС и их производных, которые удовлетворяют системе дифференциальных уравнений (1). Уравнения содержат все необходимые параметры движения для обеспечения вывода БВС в ЗНТ, иными словами, в очередной промежуточный пункт маршрута.

Фактические значения параметров, входящих в уравнения (1)–(3), измеряются с помощью БК либо вычисляются по измеренным значениям и приводятся к общей системе координат, в которой производится решение данных уравнений.

Для формирования соотношений между фактическими значениями измеряемых параметров вновь воспользуемся рис. 2. Уравнения прямых  $PM_1O_{\text{БВС}}$  и  $PM_2O_{\text{БВС}}$  имеют вид:

$$\begin{aligned} Y_{\text{БВС}} - Y_{M1} &= \text{ctg } A_p (X_{\text{БВС}} - X_{M1}); \\ Y_{\text{БВС}} - Y_{M2} &= \text{ctg } (\Psi + \Theta) (X_{\text{БВС}} - X_{M2}). \end{aligned}$$

Координаты точки  $O_{\text{БВС}}$  удовлетворяют соотношениям:

$$X_{\text{БВС}} = \frac{Y_{M2} - Y_{M1} + \text{ctg } A_p X_{M1} - \text{ctg } (\Psi + \Theta) X_{M2}}{\text{ctg } A_p - \text{ctg } (\Psi + \Theta)}, \quad (4)$$

$$Y_{\text{БВС}} = \frac{(X_{M2} - X_{M1}) \text{ctg } A_p \text{ctg } (\Psi + \Theta) + \text{ctg } (\Psi + \Theta) Y_{M1} - \text{ctg } A_p Y_{M2}}{\text{ctg } (\Psi + \Theta) - \text{ctg } A_p}. \quad (5)$$

При подстановке в (4) и (5) вычисленных и измеренных значений параметров ( $X_{\text{БВС}}$ ,  $Y_{\text{БВС}}$ ,  $A_p$ ,  $\Psi$ ,  $\Theta$ ) с выходов соответствующих каналов БК получим контрольные условия:

$$X_C - \frac{Y_{M2} - Y_{M1} + \text{ctg } A_p X_{M1} - \text{ctg } (\Psi + \Theta) X_{M2}}{\text{ctg } A_p - \text{ctg } (\Psi + \Theta)} = \Delta_1, \quad (6)$$

$$Y_C - \frac{(X_{M2} - X_{M1}) \text{ctg } A_p \text{ctg } (\Psi + \Theta) + \text{ctg } (\Psi + \Theta) Y_{M1} - \text{ctg } A_p Y_{M2}}{\text{ctg } A_p - \text{ctg } (\Psi + \Theta)} = \Delta_2. \quad (7)$$

Контрольное условие для канала измерения азимута и измеренных ИНС координат БВС можно представить в виде:

$$A_p - \text{arctg} \frac{Y_{M2} - Y_C}{X_{M2} - X_C} \leq \Delta_3, \quad (8)$$

также можно записать контрольное условие для значений курсового угла, измеренного с помощью ИНС и СРНС:

$$\Psi_{\text{ИНС}} - \Psi_{\text{СРНС}} \leq \Delta_4, \quad (9)$$

где невязки  $\Delta_1$ ,  $\Delta_2$ ,  $\Delta_3$  и  $\Delta_4$  в фиксированный момент времени – значения случайных величин, плотности вероятностей которых обусловлены статистическими характеристиками погрешностей измерений параметров и видом функционального преобразования соответствующей левой части (6)–(9).

## Заключение

На основании анализа модели кинематического элемента получены контрольные условия вида (6)–(9), позволяющие обнаруживать появление недопустимых погрешностей измерений всех параметров БК, используемых управляющей системой БВС на этапе решения навигационных задач, что обеспечивает требуемую для управления БВС полноту контроля ТС БК и НК в пространстве.

Уравнения кинематического элемента и уравнения, полученные из них с помощью преобразований, являются наиболее общими, так как могут быть определены независимо от типа систем, входящих в состав БК, принципов построения навигационных комплексов, методов решения навигационных задач.

Контрольные условия, получаемые за счёт информационной избыточности, рассматриваются для осуществления функционального контроля ТС БК БВС как вспомогательные и используются для оперативного управления восстановлением работоспособности БК во время выполнения навигационной задачи.

Использование данного метода позволяет однозначно определить отказавшую систему в непрерывном режиме контроля, разработать алгоритмы и структуру системы диагностики БК БВС. Назначение допуска на каждое контрольное условие является предметом отдельных исследований.

**Конфликт интересов.** Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

**Conflict of interest.** The authors declares no conflict of interest.

## Список источников

1. Овсянкин А. В. Средства навигационного обеспечения гражданской беспилотной авиации в условиях высоких широт // Системный анализ и логистика. 2024. № 2(40). С. 105–113.
2. Ерохин В. В., Дель А. Е. Особенности навигационного обеспечения БПЛА // Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации: Сборник трудов XI Международной научно-практической конференции, посвящённой празднованию 100-летия конструкторского бюро «Туполев», 55-летия Иркутского филиала МГТУ ГА, 75-летия Иркутского авиационного технического колледжа, Иркутск, 13–14 октября 2022 года. Том 2. Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2022. С. 130–136.
3. Болелов Э. А., Сбитнев А. В. Постановка задачи управления техническим состоянием бортового навигационно-посадочного комплекса // Научный вестник МГТУ ГА. 2005. № 90. С. 129–132. <https://elibrary.ru/jxkyan>
4. Болелов Э. А., Скогорев К. К. Вариант синтеза бортовой системы контроля и диагностирования пилотажно-навигационного комплекса // Научный вестник МГТУ ГА. 2006. № 99. С. 25–31. <https://elibrary.ru/kphgid>
5. Нгуен Т. Л., Кузин Н. А., Юрков Н. К. К проблеме формирования облика перспективных беспилотных летательных аппаратов // Надёжность и качество сложных систем. 2022. № 1(37). С. 55–66. <https://doi.org/10.21685/2307-4205-2022-1-7>; <https://elibrary.ru/nxpinid>
6. Максименко В. Н., Ухин Д. А. Анализ уязвимостей каналов связи спутниковых навигационных систем lbs-услуги // Экономика и качество систем связи. 2019. № 1(11). С. 18–22. <https://elibrary.ru/lvugyv>
7. Семенова Л. Л. Современные методы навигации беспилотных летательных аппаратов // Наука и образование сегодня. 2018. № 4(27). С. 6–8. <https://elibrary.ru/yurtmp>
8. Лоскутников А. А., Сенюшкин Н. С., Парамонов В. В. Системы автоматического управления БПЛА // Молодой учёный. 2011. № 9. С. 56–58. <https://elibrary.ru/ofzmxh>
9. Ярлыков М. С., Миронов М. А. Марковская теория оценивания случайных процессов. Москва: Радио и связь, 1993. 460 с.

## References

1. Ovsiankin A. V. Navigation AIDS for civil unmanned aircraft at high latitudes. *System Analysis and Logistics*, 2024, no. 2(40), pp. 105–113. (In Russ.)
2. Erokhin V. V., Del A. E. Current challenges and prospects for the development of civil aviation: *Proceedings of the XI International Scientific and Practical Conference dedicated to the 100th anniversary of the Tupolev Design Bureau, the 55th anniversary of the Irkutsk Branch of MSTU CA, and the 75th anniversary of the Irkutsk Aviation Technical College*, Irkutsk, October 13–14, 2022. Vol. 2, Irkutsk, Irkutsk Branch of MSTU CA, 2022, pp. 130–136. (In Russ.)
3. Bolelov E. A., Sbitnev A. V. Formulation of the problem of managing the technical condition of an onboard navigation and landing complex. *Civil Aviation High Technologies*, 2005, no. 90, pp. 129–132. (In Russ.) <https://elibrary.ru/jxkyan>
4. Bolelov E. A., Skogorev K. K. Variant of synthesis of the onboard control and diagnostics system of a flight navigating complex. *Civil Aviation High Technologies*, 2006, no. 99, pp. 25–31. (In Russ.) <https://elibrary.ru/kphgid>
5. Nguyen T. L., Kuzin N. A., Yurkov N. K. On the problem of forming the appearance of promising unmanned aerial vehicles. *Reliability and Quality of Complex Systems*, 2022, no. 1(37), pp. 55–66. (In Russ.) <https://doi.org/10.21685/2307-4205-2022-1-7>; <https://elibrary.ru/nxpind>
6. Maksimenko V. N., Ukhin D. A. Analysis of the vulnerabilities of communication channels of satellite navigation. *Economics and Quality of Communication Systems*, 2019, no. 1(11), pp. 18–22. (In Russ.) <https://elibrary.ru/lvugyv>
7. Semenova L. L. Modern methods of UAV navigation. *Science and Education Today*, 2018, no. 4(27), pp. 6–8. (In Russ.) <https://elibrary.ru/yurmp>
8. Loskutnikov A. A., Senyushkin N. S., Paramonov V. V. UAV automatic control systems. *Young Scientist*, 2011, no. 9, pp. 56–58. (In Russ.) <https://elibrary.ru/ofzmx>
9. Yarlykov M. S., Mironov M. A. Markov theory of random process estimation. Moscow, Radio i svyaz' Publ., 1993, 460 p. (In Russ.)

## Информация об авторах

**Адамов Даниил Сергеевич**, старший преподаватель, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия, [d.adamov@mstuca.ru](mailto:d.adamov@mstuca.ru)

**Коротков Сергей Сергеевич**, доктор технических наук, профессор кафедры, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия, [s.korotkov@mstuca.ru](mailto:s.korotkov@mstuca.ru)

**Яковлева Дарья Александровна**, кандидат технических наук, доцент кафедры, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия, [d.jakovleva@mstuca.ru](mailto:d.jakovleva@mstuca.ru)

## Authors information

**Adamov Daniil S.**, Senior Lecturer, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, [d.adamov@mstuca.ru](mailto:d.adamov@mstuca.ru)

**Korotkov Sergey S.**, Doctor of Sciences (Engineering), Professor of the Department, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, [s.korotkov@mstuca.ru](mailto:s.korotkov@mstuca.ru)

**Yakovleva Daria A.**, Candidate of Sciences (Engineering), Associate Professor of the Department, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, [d.jakovleva@mstuca.ru](mailto:d.jakovleva@mstuca.ru)

Статья поступила в редакцию 13.01.2026; одобрена после рецензирования 28.04.2026; принята к публикации 12.05.2026.  
The article was submitted 13.01.2026; approved after reviewing 28.04.2026; accepted for publication 12.05.2026.

Научная статья

УДК 351.814.2:656.7.052

## ГИБРИДНЫЙ МЕТОД МОНИТОРИНГА БЕЗОПАСНОСТИ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ, ОСНОВАННЫЙ НА АНАЛИЗЕ НАРУШЕНИЙ МИНИМАЛЬНЫХ ИНТЕРВАЛОВ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ЭШЕЛОНИРОВАНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ И ОЦЕНКЕ ТЕХНИЧЕСКОГО РИСКА

С. В. КУЗНЕЦОВ<sup>1</sup>, В. Б. СПРЫСКОВ<sup>1</sup>, Е. В. ШУВАЛОВА<sup>2</sup><sup>1</sup> Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия<sup>2</sup> Независимый исследователь, Москва, Россия

**Аннотация.** Представлена концепция мониторинга безопасности воздушного движения по критерию риска катастроф при горизонтальном эшелонировании с использованием наблюдения обслуживания воздушного движения. В Российской Федерации используются целевые уровни безопасности воздушного движения по критерию риска катастроф, но на практике мониторинг безопасности воздушного движения при наличии наблюдения выполняется по критериям, значения которых нельзя пересчитать в риски катастроф. В статье введено понятие гибридного мониторинга риска катастроф, который с одной стороны учитывает фактические характеристики факторов технического риска (без нарушения минимумов), а с другой стороны основан на анализе нарушений минимальных горизонтальных интервалов эшелонирования. Рассмотрены отличия перечней факторов риска при мониторинге технического риска и мониторинга риска, учитывающего факты нарушений минимальных интервалов и параметры самих нарушений в горизонтальной и вертикальной плоскостях. Получена формула расчёта вероятности полного перекрытия воздушного судна (ВС) при нарушении минимальных горизонтального и вертикального интервалов. Обоснована модель оценки гибридного риска катастроф, аналогом которого является полный риск, который учитывает как технический риск, так и риск из-за отказов связи, наблюдения и автоматизации управления воздушным движением (УВД).

**Ключевые слова:** аэронавигация, воздушное судно, обслуживание воздушного движения, горизонтальное эшелонирование, безопасность воздушного движения, мониторинг, оценка риска, технический риск

**Для цитирования:** Кузнецов С. В., Спрысков В. Б., Шувалова Е. В. Гибридный метод мониторинга безопасности воздушного движения, основанный на анализе нарушений минимальных интервалов горизонтального эшелонирования воздушных судов и оценке технического риска // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2026. № 54. С. 84–93.

Original article

## A HYBRID APPROACH TO AIR TRAFFIC SAFETY MONITORING COMBINING ANALYSIS OF HORIZONTAL SEPARATION MINIMA VIOLATIONS AND TECHNICAL RISK EVALUATION

S. V. KUZNETSOV, V. B. SPRYSKOV, E. V. SHUVALOVA<sup>2</sup><sup>1</sup> The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia

<sup>2</sup> *Independent Researcher, Moscow, Russia*

**Abstract.** The article presents a concept for monitoring air traffic safety based on the catastrophic risk criterion for horizontal separation, using air traffic surveillance data. In the Russian Federation, target levels of air traffic safety are applied based on the catastrophic risk criterion. However, in practice, air traffic safety monitoring under surveillance is conducted using criteria whose values cannot be converted into catastrophic risks. The article introduces the concept of hybrid catastrophic risk monitoring, which, on one hand, considers the actual characteristics of technical risk factors (without separation minima violations) and, on the other hand, is based on analyzing violations of minimum horizontal separation intervals. The differences between the lists of risk factors in technical risk monitoring and risk monitoring that accounts for violations of minimum separation intervals – as well as the parameters of such violations in horizontal and vertical planes – are examined. A formula is proposed to calculate the probability of full aircraft overlap in case of minimum horizontal and vertical separation violations. A model for assessing hybrid catastrophic risk is justified, which is analogous to the total risk that considers both technical risk and the risk arising from failures in communication, surveillance, and air traffic control automation.

**Keywords:** aeronavigation, aircraft, air traffic service, horizontal separation, air traffic safety, risk monitoring, risk assessment, technical risk

**For citation:** Kuznetsov S. V., Spryskov V. B., Shuvalova E. V. A hybrid approach to air traffic safety monitoring combining analysis of horizontal separation minima violations and technical risk evaluation. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2026, no. 54, pp. 84–93. (In Russ.)

## Введение

Безопасность воздушного движения представляет собой часть безопасности полётов [1], которая связана с рисками для безопасности полётов из-за деятельности по организации воздушного движения (ОрВД) на всех этапах полёта воздушных судов.

Под мониторингом безопасности воздушного движения будем понимать систему постоянного отслеживания значений факторов безопасности полётов, связанных с деятельностью по ОрВД, в результате которого выполняется контроль фактических значений специально обособленного перечня факторов, достаточного для оценивания риска для безопасности воздушного движения в соответствии с принятым критерием безопасности.

В зависимости от метода оценки риска для безопасности полётов различают прямые, косвенные и гибридные методы мониторинга безопасности воздушного движения.

Прямые методы мониторинга безопасности воздушного движения основаны на контроле значений рисков для безопасности, измеренных ОрВД по результатам деятельности. Авиационные инциденты при ОрВД фиксируются, изучаются и могут быть основой для оценки уровня безопасности воздушного движения в соответствии с некоторыми установленными критериями.

Косвенные методы основаны на отслеживании фактических значений специально обособленного перечня факторов риска, достаточных для вычисления интегрального показателя безопасности воздушного движения в соответствии с принятым критерием безопасности.

Гибридные методы мониторинга безопасности включают в себя признаки как прямых, так и косвенных методов. Необходимость использования гибридных методов вызвана попыткой смягчить недостатки прямых и косвенных методов при использовании некоторых общепринятых критериев безопасности, например, если критерием безопасности воздушного движения является фактический риск катастроф ВС, связанный с деятельностью по ОрВД.

Косвенный метод расчёта полного риска в вычислительном плане ничем не отличается от расчёта технического риска, за исключением репрезентативности фактических показателей эксплуатационной непрерывности связи, наблюдения и УВД. Но одно дело на основании

модели полного риска назначать требования по непрерывности, совсем другое дело получить «правильную» оценку их фактического значения.

Поэтому гибридный метод мониторинга безопасности воздушного движения, при котором используется косвенная оценка технического риска и оценка риска катастроф на основе анализа фактических нарушений интервалов эшелонирования, является необходимой частью мониторинга безопасности воздушного движения и обеспечивает репрезентативность оценивания общего риска катастроф. Риски для безопасности полётов по критерию риска катастроф, связанные с нарушением минимальных интервалов горизонтального эшелонирования ВС в воздухе, являются предметом настоящих исследований.

### **Недостатки существующего подхода использования нарушений минимального интервала горизонтального эшелонирования ВС для оценивания безопасности воздушного движения**

Нарушение минимального интервала горизонтального эшелонирования является интуитивно понятным и повсеместно распространённым фактором нарушения безопасности воздушного движения. Нарушениям минимального интервала традиционно придаётся особое внимание; существуют различные критерии оценки безопасности воздушного движения на основе учёта нарушений интервалов. Однако нарушения интервалов должны фиксироваться не только после заседания специальных комиссий, но и определяться методами объективного контроля траекторных параметров движения ВС, потому что нарушения являются предвестниками столкновений.

При отсутствии объективного контроля за нарушениями минимальных интервалов отсутствует и доверие к критериям безопасности воздушного движения на основе учёта нарушений интервалов, ведущегося только по протоколам комиссий.

Другая причина этого недоверия заключается в том, что все нарушения интервалов характеризуются разными уровнями вероятности столкновений, что не учитывается в существующей практике анализа этих нарушений. Действительно, в настоящее время комиссии по нарушению горизонтальных интервалов должны прийти к выводу, что по отношению сближения конкретной пары ВС был нарушен минимальный вертикальный интервал эшелонирования равным образом для вертикальных интервалов 900 ft и 0 ft, так как минимальный вертикальный интервал равен 1000 ft. Аналогично, горизонтальные интервалы и 9,5 км, и 0,5 км одинаково считаются нарушением минимального горизонтального интервала, равного 10 км.

Таким образом, при существующей практике нарушения минимальных интервалов, для которых «горизонтальный интервал равен 9,5 км; вертикальный интервал равен 900 ft» и «горизонтальный интервал равен 0,5 км; вертикальный интервал равен 0 ft», оказывают одинаковое влияние на безопасность воздушного движения. Но это естественно не может быть так.

### **Обоснование перечня факторов риска для мониторинга безопасности воздушного движения при нарушении минимальных интервалов горизонтального эшелонирования ВС**

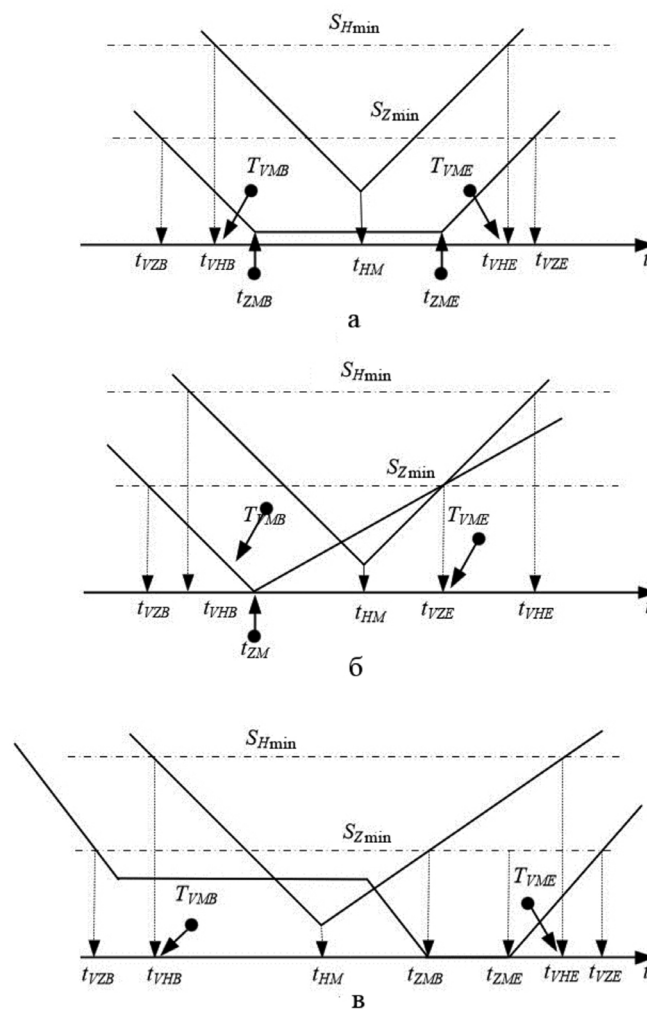
Перечень факторов риска для безопасности воздушного движения и модель оценки безопасности уже существуют для решения задачи оценки вероятности полного перекрытия при сближении ВС на интервал, равный минимуму горизонтального эшелонирования  $S_{\min}$  [3–5]. Для интервалов, меньших  $S_{\min}$ , подходы к формированию перечня факторов и формализации модели оценки вероятности полного перекрытия остаются прежними, но новая задача потребует некоторых корректировок как перечня факторов, так и модели оценки вероятности полного перекрытия ВС.

В статье [3] по отношению к перечню факторов предполагалось, что в горизонтальной плоскости ВС сблизились на минимальный интервал  $S_{H\min}$ , а в вертикальной плоскости между ними отсутствовал минимальный интервал вертикального эшелонирования  $S_{Z\min}=1000$  ft.

При этом ВС выполняли полёт либо в состоянии стабилизации высоты, либо только один из них выполнял полёт с подъёмом высоты или со снижением.

Мониторинг безопасности воздушного движения при нарушениях минимальных интервалов в горизонтальной и вертикальной плоскостях требует анализа траекторий сближения ВС, полученных по данным системы наблюдения ОВД в интервале времени, для которого были нарушены как горизонтальные, так и вертикальные минимумы.

На первом шаге анализа траекторий сближения ВС в горизонтальной и вертикальной плоскостях определяется интервал времени нарушения горизонтального минимума эшелонирования между ВС ( $t_{VHB}$ ,  $t_{VHE}$ ) и интервал времени нарушения вертикального минимума эшелонирования ( $t_{VZB}$ ,  $t_{VZE}$ ). Затем определяется пересечение исходных интервалов и выделяется интервал времени для конкретной пары ВС, для которого были нарушены и горизонтальные и вертикальные минимумы эшелонирования:  $[T_{VMB}, T_{VME}]$ . Примеры построения указанных интервалов показаны на рис. 1.



**Рис. 1.** Возможные графики изменения во времени интервалов между ВС в горизонтальной плоскости  $SH(t)$  и вертикальной плоскости  $SZ(t)$  при нарушении минимального горизонтального интервала эшелонирования

На рис. 1:

$t_{HM}$  – интервал времени, в течение которого  $S_H(t)$  принимает минимальное значение;

$t_{ZM}$  – интервал времени, в течение которого  $S_Z(t)$  принимает минимальное значение;

$t_{ZMB}$  – момент начала  $t_{ZM}$ ;

$t_{ZME}$  – момент окончания  $t_{ZM}$ .

При оценке технического риска столкновения ВС использовались такие факторы безопасности, как частота применения процедуры горизонтального эшелонирования для обеспечения безопасности воздушного движения  $F$  (1/лётн. ч), типы относительного движения эшелонируемых ВС, которые определяются углом пересечения путевых скоростей ВС, и их весовые коэффициенты  $w_\gamma$ , погрешности измерения координат ВС, относящихся к G\_G [5] плотности вероятности погрешности измерения, усреднённая скорость полёта ВС и усреднённый габаритный размер ВС в горизонтальной плоскости.

При мониторинге безопасности воздушного движения по фактам одновременного нарушения горизонтального и вертикального минимумов должны использоваться не факторы безопасности, характеризующие зону ответственности системы ОрВД, а параметры конкретного нарушения интервала эшелонирования: скорости ВС, размеры ВС, углы пересечения их путевых скоростей, интервалы между ВС в горизонтальной ( $S_H(t)$ ) и в вертикальной ( $S_Z(t)$ ) плоскостях.

Плотности вероятности погрешностей также могут применяться не типа G\_G, потому что плотность G\_G была выбрана в [5] при решении задачи оценки технического риска катастроф TLStech на основании критерия обеспечения требований точности  $RMS_s$  ( $\sigma_s$ ) определения координат ВС и частоте обновления информации наблюдения  $T_u$  для обеспечения соответствия уровню риска, равно TLStech= $5 \cdot 10^{-10}$  1/лётн. ч для двух минимумов ИКАО и двух минимумов Российской Федерации. При мониторинге безопасности указанный критерий выбора плотности должен соответствовать цели мониторинга безопасности, а не цели подтверждения требований к  $\sigma_s$  и  $T_u$ .

При мониторинге безопасности воздушного движения по фактам нарушений минимумов горизонтального эшелонирования должны использоваться измеренные значения факторов системы наблюдения ОВД [3]  $T_u$ ;  $P_0$ ,  $P_1$ ,  $P_2$ ,  $P_3$ ,  $RMS_s$ , а именно:

$T_u$  – интервал времени обновления информации наблюдения [с];

$P_0$  – вероятность обновления информации наблюдения за интервал  $T_u$ ;

$P_1$  – вероятность пропуска одного обновления информации наблюдения за интервал  $T_u$ ;

$P_2$  – вероятность пропуска двух подряд обновлений информации наблюдения за интервал  $T_u$ ;

$P_3$  – вероятность пропуска трёх подряд обновлений информации наблюдения за интервал  $T_u$ ;

$RMS_s$  – точность определения координат ВС системой наблюдения, [км].

Дополнительно с факторами системы наблюдения используются факторы, характеризующие конкретное нарушение минимального интервала горизонтального эшелонирования:

$W_{1,2}(t)$  – путевые скорости конфликтующих ВС 1 и ВС 2, [км/ч];

$\gamma(t)$  – угол пересечения векторов путевых скоростей, [град];

$S_H(t)$  [км] – расстояния между конфликтующими ВС в горизонтальной плоскости для интервала времени  $t \in [T_{VMB}, T_{VME}]$ , для которого нарушены как горизонтальные, так и вертикальные минимумы эшелонирования;

$S_Z(t)$  [ft] – расстояния между конфликтующими ВС в вертикальной плоскости для интервала времени  $t \in [T_{VMB}, T_{VME}]$ .

### **Обоснование процедуры расчёта вероятности полного перекрытия ВС при нарушении минимальных горизонтальных и вертикальных интервалов эшелонирования ВС в задаче мониторинга безопасности воздушного движения**

Процедура расчёта показателя безопасности на основании установленного перечня факторов опасности зависит от цели мониторинга. Если целью мониторинга безопасности является оценивание достигнутого уровня безопасности по критерию риска катастроф, то мониторинг должен быть всеобъемлющим, и при оценке вероятности перекрытия ВС для каждого нарушения минимальных интервалов должна использоваться фактическая информация по факторам риска, соответствующим конкретному нарушению. При этом в качестве вероятности полного перекрытия для каждого нарушения интервалов должна учитываться максимальная оценка вероятности горизонтального

перекрытия, полученная от всех рассмотренных в [5] плотностей вероятностей погрешностей определения координат ВС системой наблюдения. Этот вывод частично совпадает с выводом статьи [6], несмотря на то, что в [6] процедура расчёта вероятности горизонтального перекрытия зависела только от аналитического выражения плотности вероятности погрешностей определения координат ВС системой наблюдения, точности определения усреднённого размера ВС в плане и планового (наблюдаемого) расстояния между ВС.

Для целей мониторинга безопасности воздушного движения, основанном на анализе нарушений минимальных интервалов горизонтального эшелонирования ВС, помимо размеров ВС, горизонтальных расстояний между ВС, четырёх аналитических плотностей вероятностей погрешностей определения координат и точности определения координат должны учитываться значения других факторов риска, оценённых для каждого случая нарушения интервала. Эти факторы описаны в предыдущем разделе и относятся как к системе наблюдения, так и к особенностям конкретного нарушения минимальных горизонтальных интервалов эшелонирования.

Главное отличие заключается в том, что для целей мониторинга процедура расчёта вероятности полного перекрытия выполняется не для отдельного значения горизонтального расстояния между ВС, равного  $S_{\min}$ , при фиксированной вероятности вертикального перекрытия  $P_z$  (0,4 или 0,11), а для широкого диапазона значений расстояний между ВС в горизонтальной и вертикальной плоскостях  $S_H(t)$ ,  $S_Z(t)$ ,  $t \in [T_{VMB}, T_{VME}]$ . На рис. 1 показаны возможные графики  $S_H(t)$ ,  $S_Z(t)$ . Только для графиков рис. 1а можно с уверенностью на основе визуального анализа сказать, что максимальная вероятность полного перекрытия будет в течение времени  $t_{HM}$ . Для графиков рис. 1б и рис. 1в указать интервал времени, в котором вероятность полного перекрытия будет максимальной, невозможно, нужна специальная (не визуальная) процедура определения максимальной вероятности перекрытия ВС, в основе которой должна лежать оценка вероятности полного перекрытия для времени  $t \in [T_{VMB}, T_{VME}]$ .

Пусть расстояние в горизонтальной плоскости для рассматриваемого нарушения интервалов равно  $S_{H/t}=S_H$ ;  $S_{Z/t}=S_Z$  – расстояние между ВС в вертикальной плоскости.

Очевидно  $S_H < S_{H\min}$ ;  $S_Z < S_{Z\min}$ .

Для каждого момента времени значению  $S_H(t)$  можно поставить в соответствие значения путевых скоростей  $W_1(t)$  и  $W_2(t)$  и угол пересечения  $\gamma(t)$ .

Вероятность горизонтального перекрытия в соответствии с [3] будет равна

$$P_H = \frac{(l_{x1} + l_{x2})}{2} C(S_H), \quad (1)$$

где  $l_{x1}$ ,  $l_{x2}$  – линейные размеры (продольные) эшелонируемых ВС [км];  $C(S_H)$  – плотность вероятности ошибок определения координат ВС системой наблюдения ОВД.

В [5] представлены четыре выражения плотности  $C(S_H)$ :  $C_{G\_G}(S_H)$  [5, формула (2)];  $C_{DE\_DE}(S_H)$  [5, формула (3)],  $C_G(S_H)$  [5, формула (4)] и  $C_{DE}(S_H)$  [5, формула (5)]. Все указанные плотности последовательно используются в (1) для вычисления  $P_H$ . Но главное отличие вычисления  $P_H$  по формуле (1) от аналогичного вычисления вероятности горизонтального перекрытия [6, с. 23, формула (8)] заключается в том, что из-за факторов риска, связанных с функционированием системы наблюдения ОВД ( $T_u$ ,  $P_0$ ,  $P_1$ ,  $P_2$ ,  $P_3$ ,  $\sigma_s$ , см. [3]) и факторов, характеризующих конкретное нарушение горизонтального интервала  $W_1$ ,  $W_2$ ,  $\gamma$ ,  $S_H$ ,  $l_{x1}$ ,  $l_{x2}$ , описанных ранее в данной статье, вместо зафиксированного объективным контролем расстояния  $S_H$  надо использовать 16 разных горизонтальных интервалов, зависящих от значений  $W_1$ ,  $W_2$ ,  $\gamma$ ,  $T_u$ ,  $P_0$ ,  $P_1$ ,  $P_2$ ,  $P_3$  и рассчитанных по формулам для  $0 < \gamma \leq 90^\circ$  [3, табл. 2]; для  $90^\circ < \gamma \leq 180^\circ$  [3, табл. 3]; для  $\gamma = 0^\circ$  [3, табл. 1] и для  $\gamma = 180^\circ$  [3, табл. 4]. При этом, если значения  $W_1$ ,  $W_2$ ,  $\gamma$ ,  $T_u$ ,  $P_0$ ,  $P_1$ ,  $P_2$ ,  $P_3$ , оценённые системой объективного контроля нарушения конкретного горизонтального интервала, при расчёте по формулам [3, табл. 1–4] дадут горизонтальное расстояние между ВС меньше нуля, то в расчёт  $P_H$  по формуле (1) следует подставлять значение расстояния, равное нулю.

Очевидно, в задаче мониторинга безопасности при нарушениях минимумов эшелонирования необходимо вместо  $S_{\min}$  использовать значение  $S_H$ . Значения  $S_{xy}$  для  $0^\circ < \gamma \leq 90^\circ$  [3, табл. 2] и для  $90^\circ < \gamma \leq 180^\circ$  [3, табл. 3] для мониторинга безопасности в отличие от данных [3] следует определять по формулам

$$S_{xy} = \frac{S_H \sqrt{W_1^2 - 2W_1W_2 \cos \gamma + W_2^2}}{W_1 \sin \gamma} \quad \text{для } 0^\circ < \gamma \leq 90^\circ;$$

$$S_{xy} = \frac{S_H \sqrt{W_1^2 - 2W_1W_2 \cos(180^\circ - \gamma) + W_2^2}}{W_1 \sin(180^\circ - \gamma)} \quad \text{для } 90^\circ < \gamma \leq 180^\circ.$$

Мониторинг безопасности учитывает максимальное значение  $P_H$  для данного измеренного расстояния  $S_H$ .

При решении задачи расчёта вероятности вертикального перекрытия конфликтующей пары ВС необходимо учитывать максимальную дифференциацию нарушений горизонтального минимума по фактору разделения ВС в вертикальной плоскости  $S_Z(t)$ . Известно [7], что  $P_Z(S_Z=1000 \text{ ft}) < 10^{-8}$ . Значение  $P_Z(1000)$  в Российской Федерации ежегодно оценивают для выполнения мониторинга безопасности RVSM. В [7] в качестве значения для вероятности  $P_Z(0)$  было использовано значение  $P_Z(0)=0,4$ .

Там же представлены значения 17 вероятностей  $P_Z$  вертикального перекрытия для 17 различных значений интервалов  $S_Z$ . Эти вероятности  $P_Z(S_Z)$  позволяют определять вероятность вертикального перекрытия для любого значения  $S_Z \in [0, 1000]$  [ft], предварительно построив для  $P_Z(S_Z)$  интерполяционный многочлен по 17 парам точек [7]  $P_Z$  и  $S_Z$ .

Вероятность полного перекрытия пары ВС для времени  $t \in [T_{VMB}, T_{VME}]$  будет равна произведению вероятностей  $P_H(t)$  и  $P_Z(t)$  в силу независимости факторов появления перекрытий в горизонтальной и вертикальной плоскостях:

$$P_{HZ}(t) = P_H(t)P_Z(t).$$

Процедуры определения максимальной вероятности  $P_{HZ}(t)$  на интервале времени  $[T_{VMB}, T_{VME}]$  могут быть разнообразными, в том числе связанными с решением задачи поиска экстремума. В рамках настоящей статьи мы использовали простую табуляционную функцию  $P_{HZ}(t)$  с шагом 1 с и возможностью кратного уменьшения шага табуляции. На практике задача определения максимальной вероятности полного перекрытия не вызывает проблем с решением.

### **Оценка уровня безопасности воздушного движения по критерию риска катастроф при совместном рассмотрении результатов оценивания технического риска катастроф и мониторинга безопасности воздушного движения при нарушениях минимальных интервалов горизонтального эшелонирования**

Одной из причин необходимости разработки и использования мониторинга безопасности воздушного движения на основе анализа нарушений минимальных горизонтальных интервалов эшелонирования является то, что мониторинг технического риска катастроф не учитывает нарушения интервалов горизонтального эшелонирования, однако анализ деятельности по ОрВД показывает, что они присутствуют. Таким образом, выполнение двух типов мониторинга одновременно даёт приближение к мониторингу полного риска, при котором учитываются в том числе факторы надёжности наблюдения, связи и автоматизации УВД.

Мониторинг технического риска катастроф основан на оценивании фактических значений факторов безопасности технического риска, относящихся к системе наблюдения ОВД и к потокам

воздушного движения. Значения всех 13 факторов технического риска были рассмотрены в настоящей статье, а их связь с техническим риском изложена в публикациях [3–5].

Объективная оценка значений факторов воздушного движения и факторов функционирования системы наблюдения выполняется для конкретного воздушного пространства, в котором функционирует система наблюдения. Если в этом же воздушном пространстве применяется гибридный метод мониторинга безопасности воздушного движения, основанный на анализе нарушений минимальных горизонтальных интервалов, то помимо перечня факторов опасности, подробно описанных выше, требуется оценивать суммарный объём полётов ВС за некоторый календарный период времени  $T_{\Sigma}$ , в течение которого были зафиксированы факты нарушения минимума. Пусть было зафиксировано  $K$  нарушений минимумов горизонтального эшелонирования. Требуется оценить вероятность полного перекрытия ВС  $P_{HZ_k}$  в каждом из  $K$  нарушений интервалов. Далее оценим риск катастроф ВС за некоторый календарный период времени по данным мониторинга безопасности:

$$Risk(T_{\Sigma}) = \frac{2 \sum_{k=1}^K P_{HZ_k}}{T_{\Sigma}}. \quad (2)$$

Пусть известен  $N_{tech}$  – технический риск катастроф в том же пространстве и за тот же календарный период времени, в котором получено значение риска по формуле (2). Тогда для гибридной оценки риска

$$N_{total}^{гибрид}(T_{\Sigma}) = N_{tech} + \frac{2 \sum_{k=1}^K P_{HZ_k}}{T_{\Sigma}}.$$

Приемлемым значением для риска  $N_{total}^{гибрид}$  (календарный период) является целевой уровень полного риска катастроф ВС на один лётный час  $TLStotal = 5 \cdot 10^{-9}$  1/(лётн. ч).

## Заключение

В статье введены термины, необходимые для описания концепции мониторинга безопасности воздушного движения, и обоснована необходимость самой концепции мониторинга. Приведено описание гибридного метода мониторинга, основанного на анализе нарушений минимальных интервалов горизонтального эшелонирования.

Рассмотрены:

- перечни факторов риска катастроф для гибридного и косвенного методов мониторинга риска катастроф воздушного движения;
- особенности модели расчёта показателя риска катастроф по факторам гибридного мониторинга.

Особое внимание было уделено оценке вероятности вертикального перекрытия при нарушениях минимального интервала вертикального эшелонирования.

Рассмотрен вопрос оценки уровня безопасности воздушного движения по критерию риска катастроф при совместном рассмотрении результатов косвенного мониторинга технического риска катастроф и мониторинга безопасности, основанного на анализе нарушений минимальных интервалов горизонтального эшелонирования.

Использование гибридного метода мониторинга риска катастроф воздушного движения создаёт дополнительные условия надёжности и объективности результатов по обеспечению безопасности как на уровне предприятия по ОрВД, так и на отраслевом уровне.

**Конфликт интересов.** Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

## СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. Приложение 19 к Конвенции о международной гражданской авиации. Управление безопасностью полётов. Монреаль: ИКАО, Изд. 2. 2016. 48 с.
2. Eurocontrol Specification for ATM Surveillance System Performance (Volume 1, 2). EUROCONTROL-SPEC-0147, Edition 1.3, 26.06.2023.
3. Спрысков В. Б., Шувалова Е. В., Кузнецов С. В. Модель оценки технического риска катастроф при эшелонировании воздушных судов в горизонтальной плоскости на основе информации системы наблюдения обслуживания воздушного движения // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 40. С. 111–123.
4. Спрысков В. Б., Шувалова Е. В., Кузнецов С. В. Решение экстремальных задач определения фактического минимального горизонтального интервала между ВС при эшелонировании на пересекающихся курсах по информации системы наблюдения обслуживания воздушного движения // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 41. С. 133–143.
5. Спрысков В. Б., Шувалова Е. В., Кузнецов С. В. Выбор аналитического выражения плотности вероятности ошибок определения координат системой наблюдения при оценке безопасности полётов в процедурах горизонтального эшелонирования // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 44. С. 113–119.
6. Ефанов Д. Е., Спрысков В. Б., Шапкин В. С., Далецкий С. В. Подход к выбору аналитического выражения плотности вероятности линейных ошибок измерения координат ВС посредством радиолокатора при оценивании безопасности полетов в системе маршрутов зональной навигации со спецификациями RNAV 1, RNAV 2 и/или RNAV 5 // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2017. № 17. С. 41–55.
7. Оценка выполнения условий безопасного использования пространства RVSM над территорией Российской Федерации, а также за её пределами, где ответственность за ОрВД возложена на Российскую Федерацию за 2022 год: Отчет по договору № 1100/21 от 27.01.22 г. Москва: ГосНИИ ГА, 2023. 424 с.

## References

1. Annex 19 to the Convention on International Civil Aviation. Safety Management. Montreal, ICAO, Second Ed., 2016, 46 p.
2. Eurocontrol Specification for ATM Surveillance System Performance (Volume 1, 2). EUROCONTROL-SPEC-0147, Edition 1.3, 26.06.2023.
3. Spryskov V. B., Shuvalova E. V., Kuznetsov S. V. Model for estimating technical risk of accident when separation aircraft in the horizontal plane based on air traffic service surveillance system. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2022, no. 40, pp. 111–123. (In Russ.)
4. Spryskov V. B., Shuvalova E. V., Kuznetsov S. V. Decision problems of determining the actual minimum horizontal interval between aircrafts when separation on crossing courses using the information of the air traffic service supervision system. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2022, no. 41, pp. 133–143. (In Russ.)
5. Spryskov V. B., Shuvalova E. V., Kuznetsov S. V. Selection of an analytical expression for the probability density of errors in determining coordinates by a surveillance system when assessing flight safety in horizontal separation procedures. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 44, pp. 113–119. (In Russ.)
6. Efanov D. E., Spryskov V. B., Shapkin V. S., Daletskiy S. V. Approach to the selection of analytic expressions of probability density for linear errors in measuring aircraft coordinates using radar when evaluating flight safety in the area navigation route system with RNAV 1, RNAV 2 and/or RNAV 5 specifications. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2017, no. 17, pp. 41–55. (In Russ.)
7. Assessment of compliance with the conditions for the safe use of space above the territory of the Russian Federation, as well as beyond its borders, where the responsibility for ATM is assigned to the Russian Federation for 2022. Report under the contract no. 1100/21 dated 27.01.22. Moscow, GosNII GA Publ., 2023, 424 p. (In Russ.)

### **Информация об авторах**

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

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

**Шувалова Екатерина Викторовна**, независимый исследователь, Москва, Россия, shuvalova\_e.v@mail.ru

### **Authors information**

**Kuznetsov Sergei V.**, Director of Scientific Center, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, kuznetsov\_sv@gosniiga.ru

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

**Shuvalova Ekaterina V.**, Independent Researcher, Moscow, Russia, shuvalova\_e.v@mail.ru

*Статья поступила в редакцию 06.02.2026; одобрена после рецензирования 13.05.2026; принята к публикации 19.05.2026.*

*The article was submitted 06.02.2026; approved after reviewing 13.05.2026; accepted for publication 19.05.2026.*

Научная статья  
УДК 351.814.2:656.7.052

## ЛОЖНЫЕ ОТБРАКОВКИ И ПРОПУСКИ ОТБРАКОВОК КООРДИНАТНОЙ ИНФОРМАЦИИ АЗН-В ПРИ ОБЕСПЕЧЕНИИ ЗАДАННОГО УРОВНЯ ЦЕЛОСТНОСТИ

Е. В. ШУВАЛОВА<sup>2</sup>, В. Б. СПРЫСКОВ<sup>1</sup>, В. В. ДУПИКОВ<sup>1</sup>, С. В. КУЗНЕЦОВ<sup>1</sup>, А. С. КАЛИНЦЕВ<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

<sup>2</sup> Независимый исследователь, Москва, Россия

**Аннотация.** Объектом исследования является контроль целостности координатной информации, определяемой на борту воздушного судна на основе глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС) и передаваемой затем в систему управления воздушным движением (УВД) по каналам автоматического зависимого наблюдения вещательного типа (АЗН-В). Контроль осуществляется средствами автоматизации УВД путём сравнения расстояния между оценками положения воздушного судна, полученными от системы АЗН-В и от независимого опорного источника наблюдения. Предварительно выбирают пороговое значение этого расстояния, обеспечивающее заданные значения вероятностей пропуска нецелостной информации от ГНСС в случае непревышения порога отбраковки и ложной отбраковки информации от ГНСС в случае превышения порога. В качестве опорного источника наблюдения используются широкозонная многопозиционная система наблюдения (МПЧН) и мультисистемная система наблюдения (RADAR). Вероятности ложной отбраковки и пропуска отбраковки зависят от формализации понятия целостности координатной информации ГНСС. В настоящих исследованиях использовались два разных определения целостности, которые позволили получить совершенно разные пороги отбраковки при одинаковых требованиях на допустимые вероятности пропуска отбраковки и ложной отбраковки. Полученные результаты могут быть использованы для внедрения возможностей корректировки алгоритмов представления информации наблюдения на индикатор воздушной обстановки диспетчера контроля при разработке систем наблюдения обслуживания воздушного движения

**Ключевые слова:** аэронавигация, воздушное судно, обслуживание воздушного движения, автоматическое зависимое наблюдение, система наблюдения, целостность координатных данных АЗН-В, глобальная навигационная спутниковая система

**Для цитирования:** Шувалова Е. В., Спрысков В. Б., Дупиков В. В., Кузнецов С. В., Калинин А. С. Ложные отбраковки и пропуски отбраровок координатной информации АЗН-В при обеспечении заданного уровня целостности // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2026. № 54. С. 94–107.

Original article

## FALSE EXCLUSIONS AND MISSED EXCLUSIONS OF COORDINATE DATA IN ADS-B WHILE ENSURING A SPECIFIED INTEGRITY LEVEL

E. V. SHUVALOVA<sup>2</sup>, V. B. SPRYSKOV<sup>1</sup>, V. V. DUPIKOV<sup>1</sup>, S. V. KUZNETSOV<sup>1</sup>, A. S. KALINTSEV<sup>1</sup>

<sup>1</sup> The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia

<sup>2</sup> Independent Researcher, Moscow, Russia

**Abstract.** The research focuses on monitoring the integrity of coordinate information determined onboard an aircraft using the Global Navigation Satellite System (GNSS) and subsequently transmitted to the Air Traffic Management (ATM) system via Broadcast Automatic Dependent Surveillance (ADS-B) channels. The monitoring is performed by ATM automation tools by comparing the distance between aircraft position estimates obtained from the ADS-B system and an independent reference surveillance source against a predefined threshold. This threshold is selected to ensure specified probabilities of missed detection of non-integrity GNSS data (when the threshold is not exceeded) and false rejection of GNSS data (when the threshold is exceeded). The reference surveillance sources used are the Wide Area Multilateration system and the Multi-Radar Surveillance (RADAR) system. The probabilities of false rejection and missed detection depend on how the integrity of GNSS coordinate information is formally defined. In this study, two different definitions of integrity were applied, leading to significantly different rejection thresholds despite identical requirements for permissible missed detection and false rejection probabilities. The obtained results can be used to ensure control of the integrity of coordinate information and its further use in the air traffic services surveillance system.

**Keywords:** aeronavigation, aircraft, air traffic service, automatic dependent surveillance, surveillance system, integrity of coordinate data, global navigation satellite system

**For citation:** Shuvalova E. V., Spryskov V. B., Dupikov V. V., Kuznetsov S. V., Kalintsev A. S. False exclusions and missed exclusions of coordinate data in ADS-B while ensuring a specified integrity level. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2026, no. 54, pp. 94–107. (In Russ.)

## Введение

Автоматическое зависимое наблюдение вещательного типа (АЗН-В) является одной из ключевых технологий современной системы управления воздушным движением (УВД), обеспечивающей передачу координатной информации о положении воздушного судна (ВС), определяемой на борту с помощью глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС), непосредственно в наземные средства автоматизации УВД. Широкое внедрение АЗН-В в практику аэронавигационного обслуживания обусловлено высокой точностью и оперативностью получаемых данных, однако неотъемлемой составляющей безопасного применения такой информации является обеспечение её целостности.

Целостность координатной информации ГНСС – это свойство системы своевременно предупреждать потребителя о недопустимых ошибках определения местоположения ВС. При использовании данных АЗН-В в целях УВД контроль целостности приобретает особое значение, поскольку отказ или деградация ГНСС могут приводить к существенным смещениям координат ВС (*bias*), угрожающим безопасности воздушного движения.

Действующие подходы к контролю целостности информации АЗН-В предусматривают сравнение координат ВС, полученных от системы АЗН-В, с данными независимого опорного источника наблюдения – широкозонной многопозиционной системы наблюдения или мультисистемы радарной системы. По результатам сравнения принимается решение об отбраковке информации при превышении заранее установленного порога расхождения между данными, полученными от системы АЗН-В и от независимого опорного источника наблюдения. При этом неизбежно возникают два вида ошибок: ложная отбраковка (когда целостная информация отвергается) и пропуск отбраковки (когда нецелостная информация принимается). Значения допустимых вероятностей этих ошибок нормируются требованиями к системам наблюдения обслуживания воздушного движения (ОВД).

Существенное влияние на выбор порога отбраковки оказывает формализация самого понятия целостности. В настоящей работе рассматриваются два принципиально различных подхода к определению целостности координатной информации АЗН-В: упрощённый контроль, основанный исключительно на анализе расстояния между метками АЗН-В и опорной системы, и полноценный контроль, дополнительно учитывающий условную плотность вероятности ошибок

АЗН-В при конкретном значении этого расстояния. Сравнение двух подходов позволяет обосновать практически применимые пороги отбраковки, обеспечивающие вероятности ложных отбраковок и пропусков не выше заданных при широком диапазоне значений смещения координат ВС.

### Упрощённый контроль целостности информации АЗН-В

Так как контроль целостности основан на сравнении расстояния между координатами ВС<sup>1</sup>, полученными от опорной (референтной) системы наблюдения (*ref*) и от АЗН-В (*a*), в один и тот же момент времени, то контроль целостности координат ВС, определяемых на борту, а затем передающихся по линии передачи данных в систему УВД, предполагается выполнять исключительно на основе анализа случайной величины *s* разности случайных величин *ref* и *a*:

$$s = ref - a,$$

*s* – расстояние между координатами ВС, измеренными опорной системой наблюдения и системой АЗН-В; *ref* – измеренная опорной системой наблюдения координата ВС; *a* – измеренная координата ВС, полученная системой УВД посредством АЗН-В.

Тип ошибок случайной величины *ref* характеризуется тем, что их плотность вероятности известна и параметры плотности  $f_{ref}$  определены.

Тип плотности вероятности ошибок *y* случайной величины *a* характеризуется следующим:

- с высокой вероятностью ошибки *a* являются номинальными с нулевым математическим ожиданием и с известными параметрами точности ( $\sigma_{nom}$ ) и целостности, передаваемыми вместе с координатами ВС в значениях категорий точности (НАСр) и целостности (НИС) информации АЗН-В [1]; для этого случая введём обозначение  $a_{nom}$ , а состояние АЗН-В будем называть номинальным;

- с очень невысокой вероятностью ( $P_{fault}$ ) ошибки *a* являются не номинальными (состояние АЗН-В «fault») с известным параметром точности ( $\sigma_{fault}$ ), зависящим от состояния категории НИС. Кроме того, появляется математическое ожидание ошибок  $a_{fault}$ , обозначаемое как смещение (*bias*), которое для АЗН-В в состоянии «fault» может быть достаточно существенным.

Полагаем, что плотности вероятности случайных величин  $a_{nom}$  и  $a_{fault}$  являются гауссовскими [2]:

$$\begin{aligned} f_{a_{nom}}(y) &= G(y; 0, \sigma_{nom}); \\ f_{a_{fault}}(y) &= G(y; bias, \sigma_{fault}). \end{aligned}$$

В соответствии с упрощённым контролем вводятся две категории случайных событий, основанных на анализе случайной величины *s*:

1. Упрощённая ложная отбраковка измерения координаты ВС, полученного системой УВД посредством АЗН-В. Вероятность упрощённой ложной отбраковки оценивают по модели:

$$P_{fd1} = \int_{|s| > Dt} \int_{-\infty}^{\infty} f_{a_{nom}}(y) f_{ref}(y-s) dy ds, \quad (1)$$

где: *Dt* (detection threshold) – величина порога отбраковки;

$$\int_{-\infty}^{\infty} f_{a_{nom}}(y) f_{ref}(y-s) dy = g_{nom}(s); \quad (2)$$

$g_{nom}(s)$  – плотность вероятности случайной величины *s* при номинальном состоянии («номинал») системы наблюдения АЗН-В.

<sup>1</sup> Под «координатами ВС» в данной статье будем понимать отметку положения ВС в воздушном пространстве (метку), при этом система координат может быть любой.

2. Упрощённая ситуация пропуска отбраковки измерения координаты ВС, полученного системой УВД посредством АЗН-В, без анализа самой координаты АЗН-В.

Вероятность реализации упрощённого пропуска отбраковки оценивают по модели:

$$P_{md1} = P_{fault} \int_{|s| < Dt} \int_{-\infty}^{\infty} f_{a_{fault}}(y; bias, \sigma_{fault}) f_{ref}(y-s) dy ds, \quad (3)$$

где:

$$\int_{-\infty}^{\infty} f_{a_{fault}}(y) f_{ref}(y-s) dy = g_{fault}(s); \quad (4)$$

$g_{fault}(s)$  – плотность вероятности случайной величины  $s$  при состоянии «fault» системы наблюдения АЗН-В.

Значения вероятностей ложной отбраковки (1) и пропуска отбраковки (3) зависят от  $Dt$ ,  $\sigma_{nom}$ ,  $\sigma_{fault}$  и  $bias$ . При вычислениях по моделям (1) и (3) не выполняются никакие действия по отношению к ошибкам измерения АЗН-В. Мы лишь косвенно можем судить о влиянии величины  $bias$  в измерениях АЗН-В по аналитической форме плотности (4), так как расстояние  $s$  между меткой АЗН-В и опорной меткой референтной системы наблюдения и характер ошибок измерений АЗН-В при упрощённом методе контроля целостности никак не связаны между собой.

### Полноценный контроль целостности информации АЗН-В

Контроль целостности в данном случае подразумевает не только анализ расстояния  $s$  между метками АЗН-В и референтной системы наблюдения, но и анализ ошибок измерения АЗН-В для любого конкретного значения  $s = ref - a$  с использованием условной плотности вероятности ошибок АЗН-В при фиксированном значении  $s$ , полученном при контроле целостности.

При вычислении вероятности ложной отбраковки  $P_{fd2}$  на основе полученного значения  $s$  проверяется с использованием условной плотности требование целостности: координаты АЗН-В находятся внутри радиуса удержания  $R_c$ , передаваемого в категории NIC метки АЗН-В:

$$P_{fd2} = \int_{|s| > Dt} g_{nom}(s) \int_{y/s < R_c} U_{a/s}(y; 0, \sigma_{nom}; s) dy ds, \quad (5)$$

где  $U_{a/s}(y; 0, \sigma_{nom}; s)$  – условная плотность вероятности ошибок АЗН-В в состоянии «номинал» ( $bias=0$ ).

Значения  $\sigma_{nom}$  и  $R_c$  передаются в категориях НАСр и NIC меток АЗН-В.

При вычислении вероятности пропуска отбраковки  $P_{md2}$  при полученном в процессе контроля целостности значении  $s$  используются условная плотность вероятности ошибок АЗН-В в состоянии «fault», значение смещения  $bias$  и конкретное значение  $s$ :

$$P_{md2} = P_{fault} \int_{|s| < Dt} g_{fault}(s; bias) \int_{y < bias - R_c} U_{a/s}(y; bias, \sigma_{fault}; s) dy ds, \quad (6)$$

где  $U_{a/s}(y; 0, \sigma_{fault}; s)$  – условная плотность вероятности ошибок АЗН-В в состоянии «fault» при конкретном значении  $s$ .

Значения  $\sigma_{fault}$  и  $R_c$  передаются в категории NIC сообщения АЗН-В.

Априорно случайные величины  $s$ , имеющая плотность вероятности  $g(s)$ , определяемую по формулам (2) и (4), и  $y$ , имеющая плотность, равную

$$f_a(y) = \begin{cases} (1 - P_{fault}) G(y; 0, \sigma_{nom}) = f_{a_{nom}}(y); \\ P_{fault} G(y; bias, \sigma_{fault}) = f_{a_{fault}}(y), \end{cases}$$

не связаны друг с другом, так как зависят от разных случайных аргументов:  $s$  – расстояния между опорной меткой и меткой АЗН-В, а  $y$  – ошибки измерения координаты ВС самой системой АЗН-В. Поэтому можем рассматривать двумерную случайную величину  $SY_{\text{АЗН-В}}$ , имеющую плотность вероятности  $g(s)f_a(y)$ , где  $g(s)$  и  $f_a(y)$  – маргинальные (частные) плотности. Аналогично можем рассмотреть исходную пару независимых случайных величин  $Y_{\text{ref}}$  и  $Y_{\text{АЗН-В}}$ , имеющую двумерную совместную плотность  $f_{\text{ref}}(y)f_a(y)$ .

Процедура выполнения контроля целостности информации АЗН-В превращает исходную пару случайных величин  $Y_{\text{ref}}$  и  $Y_{\text{АЗН-В}}$  в пару  $(Y_{\text{АЗН-В}}, S)$ , принимающую участие в алгоритме отбраковки измерения АЗН-В.

Пары случайных величин  $(Y_{\text{АЗН-В}}, Y_{\text{ref}})$  и  $(Y_{\text{АЗН-В}}, S)$  связаны линейным преобразованием:

$$\begin{aligned} Y_{\text{АЗН-В}} &= a_{11}Y_{\text{АЗН-В}} + a_{12}S; \\ Y_{\text{ref}} &= a_{21}Y_{\text{АЗН-В}} + a_{22}S, \end{aligned}$$

где  $a_{11}=1$ ;  $a_{12}=0$ ;  $a_{21}=a_{22}=1$ .

Детерминант преобразования

$$\Delta = a_{11}a_{22} - a_{21}a_{12} = 1.$$

До применения процедуры контроля целостности совместная плотность вероятности пары случайных величин  $(Y_{\text{АЗН-В}}, Y_{\text{ref}})$  была равна  $f_{\text{АЗН-В}}(y)f_{\text{ref}}(y+s)$ . В процессе выполнения процедуры контроля целостности координат АЗН-В случайная величина  $S$  принимает значение  $s$ :  $S=s$ . Важно констатировать, что совместная плотность до контроля была  $f_{\text{АЗН-В}}(y)f_{\text{ref}}(y+s)$ , а после – стала  $g(s)f_a(y)$ , где  $f_a(y)$  – условная плотность вероятности ошибок АЗН-В для конкретного значения  $s$ :

$$f_a(y) = U_{\text{АЗН-В}_s}(y; s).$$

С учётом этого факта условная плотность вероятности случайной величины  $Y_{\text{АЗН-В}}$  при  $S=s$  будет равна [3]:

$$U_{\text{АЗН-В}_s}(y; s) = \frac{f_{\text{АЗН-В}}(y)f_{\text{ref}}(y+s)}{g(s)},$$

где  $g(s)$  – плотность вероятности расстояния между опорной меткой ВС и меткой АЗН-В.

### **Ложные отбраковки и пропуски отбравок координат АЗН-В при упрощённом контроле целостности на основе анализа расстояния между меткой АЗН-В и меткой широкозонной МПСН или меткой радиолокационной системы наблюдения RADAR**

Широкозонные многопозиционные системы наблюдения или МПСН широко применяются в качестве систем наблюдения ОВД, имеют хорошие показатели точности определения координат ВС, работают без сдвигов. В качестве недостатков следует указать меньшую пространённость по сравнению с мультирадарными системами наблюдений и нестабильность характеристик точности, которые меняются по мере пролёта наблюдаемого ВС в зоне действия наземных станций МПСН. Ошибки определения координат ВС опорной системой на основе МПСН являются чисто гауссовскими [4], впрочем, как и у АЗН-В [2]. Ошибки определения координат ВС опорной системой на основе мультирадарного наблюдения описываются засорённым гауссовским распределением [4–6].

*Упрощённый контроль целостности информации АЗН-В на маршруте с использованием в качестве контрольного наблюдения системы МПСН.*

Опишем ошибки определения координат АЗН-В, как они определены в документе [3]:

$$f_a(y) = \begin{cases} (1 - P_{fault}) \frac{1}{\sigma_{nom} \sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{y^2}{2\sigma_{nom}^2}\right); \\ P_{fault} \frac{1}{\sigma_{fault} \sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{(y - bias)^2}{2\sigma_{nom}^2}\right), \end{cases}$$

где:

$$\sigma_{nom} = \sqrt{\left(\frac{EPU}{2,45}\right)^2 + \sigma_e^2 + \sigma_{latency}^2}; \quad \sigma_{fault} = \frac{R_c}{7,5}; \quad P_{fault} = 10^{-3};$$

$EPU$ ,  $R_c$  – параметры, передаваемые в сообщениях АЗН-В.

$\sigma_e$  и  $\sigma_{latency}$  на маршруте принимаем равными соответственно 0,1 км и 0,045 км.

Плотность вероятности ошибок определения координат ВС системой МПСН:

$$f_w = \frac{1}{\sigma_w \sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{y^2}{2\sigma_w^2}\right);$$

$\sigma_w$  – точность наблюдения МПСН.

Вероятность ситуации упрощённой ложной отбраковки метки ВС, полученной в состоянии «номинал» системы наблюдения АЗН-В, при использовании в качестве опорной системы наблюдения МПСН в соответствии с моделью (1) вычисляется как

$$P_{fd1}^{wa} = \frac{2(1 - P_{fault})}{\sqrt{2\pi} \sigma_{nom}^{wa}} \int_{Dt_{wa1}}^{\infty} \exp\left(-\frac{s^2}{2(\sigma_{nom}^{wa})^2}\right) ds, \quad (7)$$

где  $Dt_{wa1}$  – величина порога отбраковки;

$$\sigma_{nom}^{wa} = \sqrt{\sigma_{nom}^2 + \sigma_w^2}.$$

Вероятность ситуации упрощённого пропуска отбраковки метки ВС, полученной в состоянии «fault» системы наблюдения АЗН-В, при использовании в качестве опорной системы наблюдения МПСН в соответствии с моделью (3) вычисляется как:

$$P_{md1}^{wa} = \int_{-Dt_{wa1}}^{Dt_{wa1}} \frac{P_{fault}}{\sqrt{2\pi} \sigma_{fault}^{wa}} \exp\left(-\frac{(s - bias)^2}{2(\sigma_{fault}^{wa})^2}\right) ds, \quad (8)$$

где

$$\sigma_{fault}^{wa} = \sqrt{\sigma_{fault}^2 + \sigma_w^2}.$$

Пусть предельно допустимое значение вероятности ложной отбраковки –  $6,67 \cdot 10^{-5}$ , тогда должно выполняться условие:

$$P_{fd1}^{wa} \leq \overline{P_{fd}} = 6 \cdot 10^{-5}; \quad (9)$$

предельно допустимое значение пропуска отбраковки –  $1 \cdot 10^{-4}$ , и соответственно

$$P_{md1}^{wa} \leq \overline{P_{md}} = 1 \cdot 10^{-4}. \quad (10)$$

Тогда модели (7) и (8) позволяют для конкретных значений параметров  $\sigma_w$ ,  $P_{fault}$ ,  $\sigma_{nom}$ ,  $\sigma_{fault}$  и  $bias$  определить значение порога отбраковки  $Dt_{wa1}$ , при котором удовлетворяются (одновременно) ограничения (9) и (10).

Результаты такого выбора представлены в табл. 1.

Табл. 1. Пороги упрощённой отбраковки координат ВС при выполнении условий (9) и (10) на каждое выполненное сравнение координат ВС, одновременно полученных от МПЧН и АЗН-В для  $P_{fault}=10^{-3}$ , заданных значений  $\sigma_w$  и категорий НАСр, НИС сообщений АЗН-В

Точность $\sigma_w$ МПЧН [км]	НАСр; EPU [км]	НИС; $R_c$ [км]	$Dt_{wa1}$				
			$bias=1$	$bias=2$	$bias=3$	$bias=4$	$bias=5$
0,1	9; 0,030	9; 0,075	0,60	0,60	0,60	0,60	0,60
0,1	8; 0,0926	8; 0,1852	0,615	0,615	0,615	0,615	0,615
0,1	7; 0,1852	7; 0,3404	–	0,67	0,67	0,67	0,67
0,1	5; 0,926	5; 1,852	–	–	1,65	1,65	1,65
0,2	9; 0,030	9; 0,075	–	0,915	0,915	0,915	0,915
0,2	8; 0,0926	8; 0,1852	–	0,925	0,925	0,925	0,925
0,2	7; 0,1852	7; 0,3404	–	0,98	0,98	0,98	0,98
0,2	5; 0,926	5; 1,852	–	–	1,80	1,80	1,80
0,3	9; 0,030	9; 0,075	–	–	1,29	1,29	1,29
0,3	8; 0,0926	8; 0,1852	–	–	1,30	1,30	1,30
0,3	7; 0,1852	7; 0,3404	–	–	1,33	1,33	1,33
0,3	5; 0,926	5; 1,852	–	–	–	2,00	2,00

*Упрощённый контроль целостности информации АЗН-В на маршруте с использованием в качестве референтного наблюдения мультирадарной системы (RADAR).*

Ошибки определения координат ВС системой АЗН-В описаны выше в разделе «Упрощённый контроль целостности информации АЗН-В». Плотность вероятности ошибок определения координат ВС опорной системой наблюдения RADAR опишем как в [4–6]:

$$f_{rad}(y) = \frac{(1-\alpha)}{\sqrt{2\pi}\sigma_1} \exp\left(-\frac{y^2}{2\sigma_1^2}\right) + \alpha \exp\left(-\frac{y^2}{2\sigma_2^2}\right),$$

где

$$\sigma_1 = \frac{\sigma_{rad}}{\sqrt{2,2}}; \quad \sigma_2 = 5\sigma_1; \quad \alpha = 0,05;$$

$\sigma_{rad}^2$  – общая дисперсия отклонений данных мультирадарной системы RADAR от истинного положения ВС.

Вероятность упрощённой ложной отбраковки измерения метки ВС системы наблюдения АЗН-В в состоянии «номинал» при использовании в качестве опорной системы наблюдения RADAR в соответствии с моделью (1) вычисляется как:

$$P_{fd1}^{rad} = 2 \int_{Dt_{rad1}}^{\infty} \left[ \frac{(1-P_{fault})(1-\alpha)}{\sqrt{2\pi}\sigma_{1nom}^{rad}} \exp\left(-\frac{s^2}{2(\sigma_{1nom}^{rad})^2}\right) + \frac{P_{fault}}{\sqrt{2\pi}\sigma_{2nom}^{rad}} \exp\left(-\frac{s^2}{2(\sigma_{2nom}^{rad})^2}\right) \right] ds, \quad (11)$$

где

$$\sigma_{1nom}^{rad} = \sqrt{\sigma_{nom}^2 + \sigma_1^2}; \quad \sigma_{2nom}^{rad} = \sqrt{\sigma_{nom}^2 + \sigma_2^2}.$$

Вероятность упрощённой ситуации пропуска отбраковки метки ВС, полученной в состоянии «fault» системы наблюдения АЗН-В, при использовании в качестве опорной метки ВС измерение системой RADAR в то же время, что и измерение АЗН-В, согласно модели (2), вычисляется как:

$$P_{md1}^{rad} = \int_{-Dt_{rad1}}^{Dt_{rad1}} \left[ \frac{(1-P_{fault})(1-\alpha)}{\sqrt{2\pi}\sigma_{1fault}^{rad}} \exp\left(-\frac{(s-bias)^2}{2(\sigma_{1fault}^{rad})^2}\right) + \frac{P_{fault}}{\sqrt{2\pi}\sigma_{2fault}^{rad}} \exp\left(-\frac{(s-bias)^2}{2(\sigma_{2fault}^{rad})^2}\right) \right] ds, \quad (12)$$

где

$$\sigma_{1fault}^{rad} = \sqrt{\sigma_{fault}^2 + \sigma_1^2}; \quad \sigma_{2fault}^{rad} = \sqrt{\sigma_{fault}^2 + \sigma_2^2}.$$

Тогда модели (11) и (12) позволяют для конкретных значений параметров  $P_{fault}$ ,  $bias$ ,  $\sigma_{fault}$ ,  $\sigma_1$ ,  $\sigma_2$  вычислить значение порога отбраковки  $Dt_{rad1}$ , при котором одновременно удовлетворяются аналогичные (9) и (10) ограничения:

$$\left. \begin{aligned} P_{fd1}^{rad} &\leq \overline{P_{fd}} = 6 \cdot 10^{-5}; \\ P_{md1}^{rad} &\leq \overline{P_{md}} = 1 \cdot 10^{-4}. \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

Результаты такого выбора  $Dt_{rad1}$  представлены в табл. 2.

Табл. 2. Пороги упрощённой отбраковки координат ВС при выполнении условий (13) на каждое выполненное сравнение координат ВС, одновременно полученных от RADAR и АЗН-В для  $P_{fault}=10^{-3}$ ; заданных значений  $\sigma_{rad}$  и категорий NAPP, NIC сообщения АЗН-В

Точность $\sigma_{rad}$ RADAR [км]	NACp; EPU [км]	NIC; $R_c$ [км]	$Dt_{rad1}$				
			$bias=1$	$bias=2$	$bias=3$	$bias=4$	$bias \geq 5$
0,3	9; 0,030	9; 0,075	–	–	–	–	3,27 $bias \geq 7$
0,3	8; 0,0926	8; 0,1852	–	–	–	–	3,3 $bias \geq 7$
0,3	7; 0,1852	7; 0,3404	–	–	–	–	3,35 $bias \geq 7$
0,3	5; 0,926	5; 1,852	–	–	–	–	3,5 $bias \geq 7$
0,4	9; 0,030	9; 0,075	–	–	–	–	4,35 $bias \geq 9$
0,4	8; 0,0926	8; 0,1852	–	–	–	–	4,4 $bias \geq 9$
0,4	7; 0,1852	7; 0,3404	–	–	–	–	4,45 $bias \geq 9$
0,4	5; 0,926	5; 1,852	–	–	–	–	4,55 $bias \geq 9$

Окончание табл. 2

Точность $\sigma_{rad}$ RADAR [км]	NACp; EPU [км]	NIC; $R_c$ [км]	$Dt_{rad1}$				
			$bias=1$	$bias=2$	$bias=3$	$bias=4$	$bias \geq 5$
0,5	9; 0,030	9; 0,075	–	–	–	–	5,45 $bias \geq 11$
0,5	8; 0,0926	8; 0,1852	–	–	–	–	5,5 $bias \geq 11$
0,5	7; 0,1852	7; 0,3404	–	–	–	–	5,6 $bias \geq 11$
0,5	5; 0,926	5; 1,852	–	–	–	–	5,65 $bias \geq 11$

Из табл. 1 и табл. 2 следует, что для широкого спектра характеристик точности систем МПСН или RADAR пороги могут быть научно обоснованы, но практического применения не имеют, так как эти пороги применимы для слишком больших значений  $bias$ . При этом разработчики систем наблюдения используют пороги для всех смещений  $bias$  от 1 км и больше и делают выводы, что вероятности ложных отбраковок и пропусков соответствуют высоким требованиям. Однако анализ содержания табл. 1 и табл. 2 показывает, что применение упрощённого контроля целостности делает эти выводы сомнительными. Следует использовать другие методы контроля целостности.

### Полноценный контроль целостности информации АЗН-В на маршруте с использованием в качестве контрольного наблюдения системы МПСН

Ошибки определения координат ВС системой АЗН-В и референтной системой МПСН описаны выше в разделе «Ложные отбраковки и пропуски отбраковок координат АЗН-В при упрощённом контроле целостности на основе анализа расстояния между меткой АЗН-В и меткой широкозонной МПСН или меткой радиолокационной системы наблюдения».

Введём обозначения:

$$U_{nom}^{AZH-B}(y; s) = U_{a/s}(y; 0, \sigma_{nom}; s);$$

$$U_{fault}^{AZH-B}(y; s) = U_{a/s}(y; bias, \sigma_{fault}; s).$$

Вероятность ложной отбраковки меток АЗН-В при полноценном контроле в соответствии с моделью (5) будет равна:

$$P_{fd2}^{wa} = \int_{|s| > Dt_{wa2}} g_{nom}^{wa}(s) \int_{|s| > R_c} U_{nom}^{AZH-B}(y; s) dy ds. \tag{14}$$

Если вместо  $g_{nom}^{wa}(s)$ ,  $U_{nom}^{AZH-B}(y; s)$  подставить их явные формы:

$$g_{nom}^{wa}(s) = \frac{(1 - P_{fault})}{\sqrt{2\pi} \sigma_{nom}^{wa}} \exp\left(-\frac{s^2}{2(\sigma_{nom}^{wa})^2}\right);$$

$$U_{nom}^{AZH-B}(y; s) = \frac{\frac{(1 - P_{fault})}{\sqrt{2\pi} \sigma_{nom}} \exp\left(-\frac{y^2}{2\sigma_{nom}^2}\right) \frac{1}{\sqrt{2\pi} \sigma_w} \exp\left(-\frac{(y+s)^2}{2\sigma_w^2}\right)}{\frac{(1 - P_{fault})}{\sqrt{2\pi} \sigma_{nom}^{wa}} \exp\left(-\frac{s^2}{2(\sigma_{nom}^{wa})^2}\right)},$$

модель (14) упростится и примет вид:

$$P_{fd2}^{wa} = \frac{(1 - P_{fault})}{\pi \sigma_{nom} \sigma_w Dt_{wa2}} \int_{-R_c}^{R_c} ds \int_{-R_c}^{R_c} \exp\left(-\frac{y^2}{2\sigma_{nom}^2}\right) \exp\left(-\frac{(y+s)^2}{2\sigma_w^2}\right) dy. \quad (15)$$

При расчёте вероятности пропуска отбраковки метки АЗН-В исследуются ошибки АЗН-В в состоянии «fault». Вероятность пропуска отбраковки при полноценном контроле целостности координатной информации АЗН-В в соответствии с моделью (6) с использованием опорной метки ВС системы МПСН будет равна:

$$P_{md2}^{wa} = P_{fault} \int_{-Dt_{wa2}}^{Dt_{wa2}} g_{fault}^{wa}(s) \int_{-\infty}^{bias-R_c} U_{fault}^{AZH-B}(y; s) dy ds. \quad (16)$$

Модель (16) можно существенно упростить, если записать в явном виде функции  $g_{fault}^{wa}(s)$ ,  $U_{fault}^{AZH-B}(y; s)$ . Получим:

$$P_{md2}^{wa} = \frac{P_{fault}}{2\pi \sigma_{fault} \sigma_w - Dt_{wa2}} \int_{-Dt_{wa2}}^{Dt_{wa2}} ds \int_{-\infty}^{bias-R_c} \exp\left(-\frac{(y-bias)^2}{2\sigma_{fault}^2}\right) \exp\left(-\frac{(y+s)^2}{2\sigma_w^2}\right) dy. \quad (17)$$

Модели (15), (17) для конкретных значений параметров  $P_{fault}$ ,  $\sigma_w$ ,  $\sigma_{nom}$ ,  $\sigma_{fault}$  и  $bias$  позволяют выбрать величины порогов отбраковки  $Dt_{wa2}$ , при которых одновременно удовлетворяются ограничения:

$$\left. \begin{aligned} P_{fd2}^{wa} &\leq \overline{P_{fd}} = 6 \cdot 10^{-5}; \\ P_{md2}^{wa} &\leq \overline{P_{md}} = 1 \cdot 10^{-4}. \end{aligned} \right\} \quad (18)$$

Результаты такого выбора сведены в табл. 3.

Табл. 3. Пороги отбраковки координат ВС при выполнении условий (18) на каждое выполненное сравнение координат ВС, одновременно полученных АЗН-В и МПСН

Точность $\sigma_w$ МПСН [км]	НАСр; $EPU$ [км]	НИС; $R_c$ [км]	$Dt_{wa2}$ [км] при $bias \geq 1$
0,1	9; 0,030	9; 0,075	$0,35 \leq Dt_{wa2}$
0,1	8; 0,0926	8; 0,1852	$0,35 \leq Dt_{wa2}$
0,1	7; 0,1852	7; 0,3404	$0,35 \leq Dt_{wa2}$
0,1	5; 0,926	5; 1,852	$0,30 \leq Dt_{wa2}$
0,2	9; 0,030	9; 0,075	$0,80 \leq Dt_{wa2}$
0,2	8; 0,0926	8; 0,1852	$0,80 \leq Dt_{wa2}$
0,2	7; 0,1852	7; 0,3404	$0,75 \leq Dt_{wa2}$
0,2	5; 0,926	5; 1,852	$0,75 \leq Dt_{wa2}$
0,3	9; 0,030	9; 0,075	$1,20 \leq Dt_{wa2}$

Окончание табл. 3

Точность $\sigma_w$ МПСН [км]	НАСр; EPU [км]	НИС; $R_c$ [км]	$Dt_{wa2}$ [км] при $bias \geq 1$
0,3	8; 0,0926	8; 0,1852	$1,20 \leq Dt_{wa2}$
0,3	7; 0,1852	7; 0,3404	$1,20 \leq Dt_{wa2}$
0,3	5; 0,926	5; 1,852	$1,15 \leq Dt_{wa2}$

**Полноценный контроль целостности информации АЗН-В на маршруте с использованием в качестве референтного наблюдения мультирадарной системы наблюдения RADAR**

Ошибки определения координат ВС системой наблюдения АЗН-В и ошибки определения координат ВС системой RADAR примем точно такими же, как приведено ранее.

При полноценном контроле целостности и использовании в качестве опорной мультирадарной системы наблюдения RADAR вероятность ложной отбраковки после очевидных упрощений, аналогичных выполненным в предыдущем разделе, опишем моделью:

$$P_{fd2}^{rad} = \frac{2(1-P_{fault})}{\sqrt{2\pi}\sigma_{nom}} \int_{-R_c}^{\infty} ds \int_{-R_c}^{R_c} \exp\left(-\frac{y^2}{2\sigma_{nom}^2}\right) \left[ \frac{(1-\alpha)}{\sqrt{2\pi}\sigma_1} \exp\left(-\frac{(y+s)^2}{2\sigma_1^2}\right) + \frac{\alpha}{\sqrt{2\pi}\sigma_2} \exp\left(-\frac{(y+s)^2}{2\sigma_2^2}\right) \right] dy. \quad (19)$$

При вычислении вероятности пропуска отбраковки метки АЗН-В, основанном на сравнении расстояния между RADAR-меткой и меткой АЗН-В с порогом отбраковки  $Dt_{rad2}$ , следует рассматривать систему АЗН-В, находящуюся в состоянии «fault» с наличием сдвига координат ВС в метке АЗН-В ( $bias > 0$ ).

Для описания модели пропуска отбраковки меток АЗН-В, содержащих  $bias$ , при полноценном контроле целостности координатной информации АЗН-В на основе сравнения расстояния  $s$  между опорной RADAR-меткой и меткой АЗН-В с порогом  $Dt_{rad2}$  на основании модели (6) и после упрощений, аналогичных выполненным в разделе «Полноценный контроль целостности информации АЗН-В на маршруте с использованием в качестве контрольного наблюдения системы МПСН», получим:

$$P_{md2}^{rad} = \frac{P_{fault}}{\sqrt{2\pi}\sigma_{fault}} \int_{-Dt_{rad2}}^{Dt_{rad2}} ds \int_{-\infty}^{bias-R_c} \exp\left(-\frac{(y-bias)^2}{2\sigma_{fault}^2}\right) \times \left[ \frac{(1-\alpha)}{\sqrt{2\pi}\sigma_1} \exp\left(-\frac{(y+s)^2}{2\sigma_1^2}\right) + \frac{\alpha}{\sqrt{2\pi}\sigma_2} \exp\left(-\frac{(y+s)^2}{2\sigma_2^2}\right) \right] dy. \quad (20)$$

Модели (19) и (20) для конкретных значений параметров  $P_{fault}$ ,  $\sigma_1$ ,  $\sigma_2$ ,  $\sigma_{nom}$ ,  $\sigma_{fault}$  и  $bias$  позволяют выбрать величины порогов отбраковки  $Dt_{rad2}$ , при которых одновременно выполняются ограничения:

$$\left. \begin{aligned} P_{fd2}^{rad} &\leq \overline{P_{fd}} = 6 \cdot 10^{-5}; \\ P_{md2}^{rad} &\leq \overline{P_{md}} = 1 \cdot 10^{-4}. \end{aligned} \right\} \quad (21)$$

Результаты выбора значений  $Dt_{rad2}$  сведены в табл. 4.

Табл. 4. Пороги отбраковки координат ВС при выполнении условий (21) на каждое выполненное сравнение координат ВС, одновременно полученных АЗН-В и RADAR

Точность $\sigma_{rad}$ RADAR [км]	НАСр; EPU [км]	НИС; $R_c$ [км]	$Dt_{rad2}$ [км] при $bias \geq 1$
0,3	9; 0,030	9; 0,075	$3,00 \leq Dt_{rad2}$
0,3	8; 0,0926	8; 0,1852	$3,15 \leq Dt_{rad2}$
0,3	7; 0,1852	7; 0,3404	$3,15 \leq Dt_{rad2}$
0,3	5; 0,926	5; 1,852	$3,00 \leq Dt_{rad2}$
0,4	9; 0,030	9; 0,075	$3,95 \leq Dt_{rad2}$
0,4	8; 0,0926	8; 0,1852	$4,10 \leq Dt_{rad2}$
0,4	7; 0,1852	7; 0,3404	$4,10 \leq Dt_{rad2}$
0,4	5; 0,926	5; 1,852	$4,00 \leq Dt_{rad2}$
0,5	9; 0,030	9; 0,075	$4,80 \leq Dt_{rad2}$
0,5	8; 0,0926	8; 0,1852	$5,05 \leq Dt_{rad2}$
0,5	7; 0,1852	7; 0,3404	$5,05 \leq Dt_{rad2}$
0,5	5; 0,926	5; 1,852	$4,90 \leq Dt_{rad2}$

Анализ содержания табл. 3 и табл. 4 – порогов отбраковки  $Dt_{wa2}$  и  $Dt_{rad2}$  – показывает, что для широкого спектра характеристик точности систем МПСН или RADAR пороги отбраковок меток АЗН-В могут быть научно обоснованы и иметь практическое применение, так как эти пороги применимы для всех больших значений  $bias$ , начиная с 1 км. При этом вероятности ложных отбраковок и пропусков соответствуют высоким требованиям, соответственно равным  $6,67 \cdot 10^{-5}$  и  $1 \cdot 10^{-4}$ .

### Заключение

В настоящих исследованиях представлено математическое обеспечение патента на изобретение № 2601617 «Способ контроля целостности координатной информации ГНСС в целях управления воздушным движением» от 13 октября 2016 г. Срок действия патента истекает 14 мая 2033 г.

Выполненные исследования доказывают возможность эффективного контроля целостности при наличии референтной информации, не зависимой от определения координат ВС через ГНСС, реализующего жёсткие ограничения на вероятность ошибки ложной отбраковки координаты ГНСС и вероятность пропуска отбраковки нецелостной информации ГНСС.

Исследования доведены до уровня, при котором разработчики систем наблюдения обслуживания воздушного движения могут корректировать алгоритмы представления информации наблюдения на индикатор воздушной обстановки диспетчера контроля.

Эффективный контроль целостности информации ГНСС является необходимым компонентом обеспечения безопасности полётов при обслуживании воздушного движения.

**Конфликт интересов.** Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

### СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. Minimum operational performance standards for 1090 MHz extended squitter Automatic Dependent Surveillance – Broadcast (ADS-B) and Traffic Information Services – Broadcast (TIS-B). DO-260B, RTSA, 2009, 1410 p.
2. Safety, Performance and Interoperability Requirements Document for Enhanced Air Traffic Services in Radar-Controlled Areas Using ADS-B Surveillance (ADS-B-RAD). DO-318, RTCA, Washington, 2009.
3. Феллер В. Введение в теорию вероятностей и её приложения. В 2-х томах. Т. 2. Пер. с англ. Москва: Мир, 1984. 738 с.
4. ИКАО Cir 326 AN/188. Оценка наблюдения с использованием систем ADS-B и мультilaterации в целях обеспечения обслуживания воздушного движения и рекомендации по их внедрению. ИКАО, 2013. 46 с.
5. Ефанов Д. С., Спрысков В. Б., Шапкин В. С., Далецкий С. В. Подход к выбору аналитического выражения плотности вероятности линейных ошибок измерения координат ВС посредством радиолокатора при оценивании безопасности полётов в системе маршрутов зональной навигации со спецификациями RNAV1, RNAV2 и/или RNAV5 // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2017. № 17. С. 41–54.
6. Stanley R. Jones. *ADS-B Surveillance separation error sensitivity analysis*. Second Edition, The MITRE Corporation, 2009, 98 p.

### References

1. Minimum operational performance standards for 1090 MHz extended squitter Automatic Dependent Surveillance – Broadcast (ADS-B) and Traffic Information Services – Broadcast (TIS-B). DO-260B, RTSA, 2009, 1410 p.
2. Safety, Performance and Interoperability Requirements Document for Enhanced Air Traffic Services in Radar-Controlled Areas Using ADS-B Surveillance (ADS-B-RAD). DO-318, RTCA, Washington, 2009.
3. Feller W. *An Introduction to probability theory and its applications*. In 2 volumes, vol. 2, Moscow, Mir Publ., 1984, 738 p.
4. ICAO Cir 326 AN/188. Assessment of ADS-B and Multilateration Surveillance to Support Air Traffic Services and Guidelines for Implementation. ICAO, 2013, 42 p.
5. Efanov D. E., Spryskov V. B., Shapkin V. S., Daletskiy S. V. Approach to the selection of analytic expressions of probability density for linear errors in measuring aircraft coordinates using radar when evaluating flight safety in the area navigation route system with RNAV 1, RNAV 2 and/or RNAV 5 specifications. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2017, no. 17, pp. 41–55. (In Russ.)
6. Stanley R. Jones. *ADS-B Surveillance separation error sensitivity analysis*. Second Edition, The MITRE Corporation, 2009, 98 p.

### Информация об авторах

**Шувалова Екатерина Викторовна**, независимый исследователь, Москва, Россия, shuvalova\_e.v@mail.ru

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

**Дуников Валентин Владимирович**, ведущий научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, Dupikov\_VV@gosniiga.ru

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

**Калинцев Андрей Сергеевич**, заместитель начальника отдела – начальник сектора, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, Kalincev\_AS@gosniiga.ru

### **Authors information**

**Shuvalova Ekaterina V.**, Independent Researcher, Moscow, Russia, shuvalova\_e.v@mail.ru

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

**Dupikov Valentin V.**, Leading Research Scientist, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, Dupikov\_VV@gosniiga.ru

**Kuznetsov Sergei V.**, Director of Scientific Center, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, kuznetsov\_sv@gosniiga.ru

**Kalintsev Andrey S.**, Deputy Head of Department – Sector Head, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, Kalincev\_AS@gosniiga.ru

*Статья поступила в редакцию 06.02.2026; одобрена после рецензирования 27.04.2026; принята к публикации 23.05.2026.*

*The article was submitted 06.02.2026; approved after reviewing 27.04.2026; accepted for publication 23.05.2026.*

Научная статья  
УДК 347.451.031.33

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ СТОИМОСТИ ГАРАНТИЙНЫХ ОБЯЗАТЕЛЬСТВ ПОСТАВЩИКА СЕРИЙНЫХ АВИАЦИОННЫХ ИЗДЕЛИЙ

А. А. КУЛЕШОВ<sup>1</sup>, Н. О. МАШОШИН<sup>2</sup>, В. С. ШАПКИН<sup>3</sup>

<sup>1</sup> Научно-производственное предприятие «Аэросила», Ступино, Московская область, Россия

<sup>2</sup> ООО «СофтТелематика», Москва, Россия

<sup>3</sup> Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

**Аннотация.** Соглашение о поставке серийных изделий гражданской авиационной техники (АТ) эксплуатанту воздушного транспорта включает в себя требования гарантий качества на поставляемую АТ. Условия и объём гарантий согласуются между поставщиком АТ и эксплуатантом. Перечень гарантий, как правило, включает в себя стандартную гарантию, гарантии надёжности АТ, стоимости прямых эксплуатационных расходов и другие. В настоящее время в гражданской авиации (ГА) базовые условия гарантии устанавливаются в стандартах отрасли, совместно разработанных поставщиками гражданской АТ и её эксплуатантами. При предоставлении гарантий поставщик АТ должен рассчитать предстоящие затраты на исполнение своих обязательств и учесть эти затраты в цене поставки. Понимая сложность данных расчётов и отсутствие методических рекомендаций, авторы статьи разработали собственные материалы и решения по методическому обеспечению расчёта в отношении гарантийных обязательств с учётом предъявляемых в международной и отечественной практике требований со стороны эксплуатантов ГА. Эти разработки могут быть полезны как поставщикам, так и эксплуатантам при заключении соглашений.

**Ключевые слова:** гражданская авиация, воздушное судно, гарантийные обязательства, материально-техническое обеспечение, покупные комплектующие изделия, послепродажное обслуживание, поставщик, изделия авиационной техники

**Для цитирования:** Кулешов А. А., Машошин Н. О., Шапкин В. С. Определение стоимости гарантийных обязательств поставщика серийных авиационных изделий // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2026. № 54. С. 108–117.

Original article

## DETERMINING THE COSTS OF ENSURING THE SUPPLIER'S WARRANTY OBLIGATIONS OF SERIAL AVIATION PRODUCTS

A. A. KULESHOV<sup>1</sup>, N. O. MASHOSHIN<sup>2</sup>, V. S. SHAPKIN<sup>3</sup>

<sup>1</sup> Scientific and Production Enterprise "Aerosila", Stupino, Moscow region, Russia

<sup>2</sup> LLC "SoftTelematika", Moscow, Russia

<sup>3</sup> The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia

**Abstract.** The agreement on the serial supply of aviation equipment products to supplier and the buyer of a civil aircraft includes quality assurance requirements for the supplied products. The terms of the guarantees are agreed between the supplier and the buyer. The list of guarantees, as a rule, includes a standard warranty,

a guarantee of reliability, timely departure, the cost of direct operating costs and others. Currently, the aviation industry uses industry standards as basic requirements, which are largely followed by suppliers of civil aircraft and airlines. When providing guarantees, the supplier of aviation equipment must calculate the upcoming costs of fulfilling warranty obligations in order to include these costs in the price of a delivery. Taking into account the complexity of these calculations and the lack of methodological recommendations, the authors of this paper propose their own developments and solutions in the field of methodological support for calculation in relation to the standard warranty, taking into account the requirements prevailing in international and domestic practice from the side of commercial civil aviation operators. These developments can be useful for both suppliers and operators in concluding agreements.

**Keywords:** civil aviation, aircraft, warranty obligations, logistics, purchased components, after sales service, supplier, aircraft products

**For citation:** Kuleshov A. A., Mashoshin N. O., Shapkin V. S. Determining the costs of ensuring the supplier's warranty obligations of serial aviation products. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2026, no. 54, pp. 108–117. (In Russ.)

## Введение

Послепродажное обслуживание (ППО) – это совокупность услуг на этапе эксплуатации воздушного судна (ВС), оказываемых потребителям (эксплуатантам, лизинговым компаниям, частным владельцам) со стороны разработчиков и изготовителей АТ [1, 2]. ППО позволяет обеспечить наиболее эффективную эксплуатацию ВС, характеризуемую уровнем исправности и затратами на техническое обслуживание и поддержание лётной годности [3].

Являясь частью ППО ВС, гарантийные обязательства поставщика АТ и его субпоставщиков всех уровней подразумевают обеспечение гарантии качества поставляемой продукции потребителю [2]. Поставщик АТ, принимая на себя гарантийные обязательства перед потребителем, в свою очередь требует зеркальных условий гарантийных обязательств от поставщиков систем и компонентов АТ.

До настоящего времени в отечественной гражданской авиационной отрасли задача расчёта затрат поставщика АТ на обеспечение гарантийных обязательств перед эксплуатантом не имеет научно-методического обоснования, общепринятых в отрасли методических рекомендаций. Это приводит к неразберихе в ценообразовании на изделия АТ в рамках серийных поставок и ППО, приводящей к значительному торможению процессов как создания новой АТ, так и организации эффективной системы ППО.

## Терминология

Под гарантиями качества понимается, прежде всего, обязательство поставщика устранить за свой счёт выявленные в эксплуатации отказы и неисправности. В английской терминологии устранение неисправностей определяется терминами «recovery» (восстановление) или «restoring working capacity» («восстановление работоспособности»).

Под восстановлением работоспособности (далее «восстановление») будем понимать все работы, включая ремонт, устранение дефекта, демонтаж дефектного изделия АТ с ВС, монтаж восстановленного изделия и/или аналогичного исправного изделия на ВС, контроль, усовершенствование, модификацию (или обеспечение комплектами для модификации), осмотр, лабораторные и стендовые испытания, разборку, повторную сборку, корректировку и другие действия, имеющие целью приведение дефектного изделия АТ в соответствие со всеми требованиями гарантии на него либо, по выбору поставщика, замену такого дефектного изделия АТ аналогичным исправным изделием, отвечающим всем требованиям гарантии. Применительно

к АТ «восстановление» в целом аналогично понятию «техническое обслуживание» (ТО) [2], но имеет более широкое толкование.

Под термином «изделие АТ» в рамках данной статьи будем понимать гражданское воздушное судно, авиационный двигатель (включая вспомогательный), воздушный винт и предназначенные для установки на них составные части (компоненты и комплектующие изделия)<sup>1</sup>.

В настоящее время основным документом, используемым для определения состава и условий гарантийных обязательств, предоставляемых эксплуатанту со стороны изготовителя АТ, является Международный стандарт “World Airlines and Suppliers Guide” (WASG)<sup>2</sup> ATA (Air Transport Association – Ассоциация воздушного транспорта).

Стандарт WASG ATA при построении системы ППО используют, в том числе, разработчики и изготовители таких воздушных судов как МС-21 и SJ-100, Ту-214, Ил-114, включая его требования в соглашение по ППО, заключаемое с поставщиками компонентов и систем для этих самолётов.

Согласно стандарту WASG в состав гарантийных обязательств включается следующее.

1. Стандартная гарантия на изделие (Standard Product Warranty).
2. Гарантия на срок службы (Ultimate Life Warranty).
3. Гарантия надёжности (Reliability Guarantee).
4. Гарантия своевременности при отправке в/из ремонта (Dispatch Reliability Warranty).
5. Гарантия ремонтпригодности (Maintainability Guarantee).
6. Гарантия максимальной стоимости запчастей (Maximum Parts Cost Guarantee).
7. Гарантия поставщика на отремонтированное / капитально отремонтированное / модифицированное оборудование (Warranty of supplier repaired / overhauled / modified equipment).
8. Гарантия времени ремонта/восстановления работоспособности (Shop Processing Time Guarantee) и др.

Помимо указанных гарантий поставщик АТ предоставляет различные программы технической поддержки. К таким программам могут относиться:

- политика в отношении выбора организаций по техническому обслуживанию (ОТО) для обслуживания АТ (BER and No BER Policy);
- программа утилизации (Obsolescence Program);
- политика в отношении обнаруженных неисправностей (NFF – Not Found Fault);
- страховое покрытие при модификации (Modification Coverage) и др.

Поставщик АТ в рамках гарантийных обязательств возмещает авиакомпаниям их прямые расходы, связанные с дефектами и неисправностями (отказами АТ), затраты на устранение дефектов и неисправностей, затраты на осуществление доступа, демонтаж, повторную установку, материалы, расходы на ремонт, расходы на тестирование, транспортные расходы в оба конца и т. д. Поставщики и авиакомпании могут установить фиксированную плату для покрытия этих расходов, чтобы сократить административные издержки.

Таким образом, в данной статье под гарантийными обязательствами, предоставляемыми поставщиком АТ эксплуатанту, будут подразумеваться все указанные выше гарантии, поручительства и программы технической поддержки, включая запчасти и оплату труда, или некоторая их комбинация.

Стандартная гарантия – это юридически значимое подтверждение поставщиком АТ того, что в момент поставки изделия оно не имеет дефектов в отношении материалов, качества изготовления и конструкции; соответствует требованиям технических условий, включая выбор материалов и процесс производства; пригодно для использования по назначению.

<sup>1</sup> ГОСТ Р 56079-2014. Изделия авиационной техники. Безопасность полёта, надёжность, контролепригодность, эксплуатационная и ремонтная технологичность. Пункт 3.1.

<sup>2</sup> World Airlines and Suppliers Guide (WASG). ATA, Standard Product Warranty, Revision 2015.1.

## **Постановка задачи**

Для расчёта затрат поставщика изделия АТ на исполнение им всех обязательств требуется учесть материальные и трудовые затраты в гарантийный период, которые целесообразно структурировать по их составляющим. Для исполнения принятых на себя гарантийных обязательств поставщику потребуются:

- инфраструктура;
- персонал, занятый в работах по гарантийному обслуживанию;
- запасы материально-технических средств для обеспечения всех входящих в гарантийные обязательства работ.

Инфраструктура включает в себя капитальные сооружения, испытательные стенды, инструмент, специальные средства измерений и контрольно-проверочную аппаратуру, программное обеспечение и информационные системы поддержки работ по гарантийному обслуживанию, оргтехнику.

К персоналу относятся специалисты, осуществляющие техническую поддержку эксплуатанта на аэродромах полётов (полевые бригады), менеджеры по организации гарантийного обслуживания, специалисты по складскому учёту, авиационный персонал цехов по ТО, конструкторы, которые подготавливают производственно-технические задания на восстановление работоспособности в случае, если такие работы не включены в утверждённую эксплуатационно-техническую документацию.

Запасы для материально-технического обеспечения (МТО) должны включать детали обязательной замены (ДОЗ), детали и сборочные единицы (ДСЕ), расходные материалы, покупные комплектующие изделия (ПКИ), необходимые для работ по восстановлению работоспособности.

Для определения стоимости гарантийных обязательств поставщика изделия АТ требуется с максимально возможной точностью учесть все затраты в течение всего установленного срока гарантийных обязательств и включить эти затраты в цену поставки.

## **Методы решения**

Для выполнения поставленной задачи используются методы экономико-математического моделирования, инженерного анализа и декомпозиции. Построенные алгоритмы декомпозиции затрат на гарантийное обслуживание изделий АТ далее объединяются в математическую модель.

Задача определения стоимости гарантийных обязательств поставщика делится на следующие подзадачи:

- расчёт фонда оплаты труда специалистов, занятых в процессах гарантийного обслуживания;
- расчёт затрат на организацию и поддержание склада МТО;
- расчёт затрат на работы по восстановлению работоспособности, включая покупные комплектующие изделия (ПКИ);
- расчёт затрат на амортизационные отчисления на приобретённые производственные/офисные помещения и их оборудование;
- расчёт прочих затрат.

## **Расчёт количества восстановлений по гарантии**

Состав инфраструктуры для исполнения гарантийных обязательств поставщиком, количество задействованного персонала для обеспечения его гарантийных обязательств

в первую очередь зависят от объёма работ по гарантийному восстановлению отказавших изделий АТ [4, 5].

Объём работ по восстановлению зависит от количества отказов в эксплуатации в гарантийный период, которые приведут к необходимости проведения работ на производственных площадках поставщика АТ (или в его авторизованных ОТО) [3, 5]. Объём работ для поставщика будет складываться из работ по восстановлению самого изделия АТ и работ по восстановлению ПКИ, включённых в состав изделия. Например, для авиационного двигателя это работы, связанные с отказами компонентов, входящих в конструкцию самого двигателя (турбокомпрессор, коробка приводов, редуктора, элементы обвязки и т. п.), и отказами ПКИ. К ПКИ, как правило, относятся агрегаты топливной системы, различные датчики, электронные регуляторы, клапаны, стартер-генератор и т. п.

Тогда количество отказов ПКИ можно рассчитать по формуле:

$$n_{\text{ПКИ}} = \sum_{i=1}^m \frac{T_{i\text{ПКИ}}}{MTBUR_{i\text{ПКИ}}},$$

где  $n_{\text{ПКИ}}$  – количество отказов, приведших к необходимости восстановлений на базе поставщика АТ или его авторизованной организации;  $T_{i\text{ПКИ}}$  – суммарный налёт парка  $i$ -го ПКИ;  $MTBUR_{i\text{ПКИ}}$  – средняя наработка на досрочный съём  $i$ -го ПКИ;  $m$  – количество комплектующих изделий, установленных на изделии АТ.

Для конструкции изделия АТ (без ПКИ):

$$n_{\text{АТ}} = \frac{T_{\text{АТ}}}{MTBUR_{\text{АТ}}},$$

где  $n_{\text{АТ}}$  – количество отказов самого изделия АТ, приведших к необходимости восстановления работоспособности на базе поставщика или его авторизованной организации;  $T_{\text{АТ}}$  – суммарный налёт изделия АТ по всему парку;  $MTBUR_{\text{АТ}}$  – средняя наработка на досрочный съём изделия АТ (без учёта ПКИ).

Таким образом, общее количество отказов  $N$ , приведших к необходимости работ по восстановлению в рамках гарантийных обязательств, составляет сумму количества отказов структуры изделия АТ в целом и общего количества отказов его ПКИ:

$$N = n_{\text{АТ}} + n_{\text{ПКИ}}.$$

От количества отказов, требующих восстановления, будет зависеть размер склада оборотного фонда подменных агрегатов и компонентов.

### Определение затрат на восстановление работоспособности изделий АТ

Общие затраты поставщика АТ на создание и поддержание склада материально-технического обеспечения (ПКИ, ДОЗ, ДСЕ) рекомендуется рассчитывать по существующей методике с учётом нормального распределения отказов АТ. Методика<sup>3</sup> создана разработчиком ВС МС-21 и SJJ-100 ПАО «Корпорация «Иркут», ныне ПАО «Яковлев».

Для определения затрат поставщика на гарантийные работы по восстановлению работоспособности ремонтируемого изделия/компонента целесообразно использовать расчёт через коэффициент затрат, который определяется экспертным или статистическим способом как отношение средней стоимости восстановления к цене нового изделия АТ / компонента:

<sup>3</sup> Методика МИЦ 740.240.009-2015. Комплексный расчёт рекомендованного количества запасных частей для эксплуатации воздушных судов. Инженерный центр ПАО «Корпорация «Иркут», 2015.

$$C_{\text{восст}} = K_{\text{затр}} \cdot C_{\text{зак}},$$

где  $C_{\text{восст}}$  – затраты на восстановление по гарантии изделия АТ или ПКИ;  $K_{\text{затр}}$  – коэффициент затрат, %;  $C_{\text{зак}}$  – закупочная цена нового изделия/ПКИ.

Затраты на неремонтируемые компоненты и ПКИ принимаются равными цене закупки новых компонентов и ПКИ по данным соглашений о поставке с производителями/поставщиками этих компонентов.

При описанном подходе к определению затрат на восстановление по гарантии в затраты включаются все необходимые ПКИ, ДСЕ, ДОЗ, оплата труда персоналу организации по ТО, накладные расходы организации по ТО, выполняющей работы по восстановлению. Начальные рекомендуемые коэффициенты затрат указаны в табл. 1.

Табл. 1. Коэффициенты удельных затрат на восстановление продукта/ПКИ по отношению к стоимости нового изделия

Вид работ по восстановлению	$K_{\text{затр}}$
Работы, связанные с восстановлением механической части изделия и его ПКИ	25 %
Работы, связанные с восстановлением электрических и электронных частей изделия и его ПКИ	75 %
Работы по замене ПКИ на новые (неремонтируемых ПКИ, ДОЗ)	100 %

В дальнейшем, по мере набора статистических данных о фактических затратах поставщика на восстановительные работы по гарантии, значения поправочных коэффициентов могут корректироваться. В данные затраты не включаются логистические издержки и оплата работ по монтажу/демонтажу изделия АТ / ПКИ.

*Расчёт затрат на транспортировку в обе стороны.* Расчёт затрат, связанных с обязательствами по перемещению (транспортировке) отказавшего изделия или его ПКИ к месту проведения работ по восстановлению, производится исходя из структуры тарифов транспортных компаний. При этом расстояние транспортировки определяется как среднее арифметическое расстояний между местом проведения восстановления (организацией по ТО) и местом расположения эксплуатанта (например, базовым аэропортом эксплуатанта), а масса перемещаемого изделия/ПКИ определяется по данным пономерной документации на него. Транспортные расходы для каждого заказчика уточняются с учётом структуры и состава исходных данных и рассчитываются индивидуально [6, 7].

*Расчёт затрат на доступ, демонтаж/монтаж.* Затраты определяются умножением трудоёмкости (в нормо-часах) доступа, выполнения работ по демонтажу, монтажу отказавшего изделия и часовой ставки оплаты труда. Ставка оплаты труда представляет собой стоимость нормо-часа, которая принята в организации – исполнителе работ, в период выполнения таких работ. Ставка устанавливается в рублях за 1 нормо-час (в экономических условиях определённого года) и согласовывается между поставщиком и заказчиком. Ставка подлежит ежегодной эскалации на текущий календарный год. Эскалация гарантированной ставки оплаты труда рассчитывается в соответствии с общепринятой методикой; в настоящее время – согласно Постановлению № 1705<sup>4</sup>.

Количество нормо-часов на доступ, демонтаж/монтаж изделия АТ определяется по данным эксплуатационно-технической документации на изделие АТ и уточняется в процессе эксплуатации.

<sup>4</sup> Постановление Правительства Российской Федерации от 31 октября 2025 г. № 1705 «О единой предельной величине базы для исчисления страховых взносов с 1 января 2026 г.».

*Оплата труда персонала.* Исполнение работ по гарантийным обязательствам поставщика обеспечивается наличием подготовленного персонала. В состав такого персонала включаются специалисты по МТО, персонал организации по ТО (в соответствии с требованиями ФАП-Часть 145<sup>5</sup>) и полевые представители, менеджеры по сервисному обслуживанию, сотрудники финансовых и административных подразделений.

Затраты на персонал определяются исходя из оклада (по данным рынка труда), часовой ставки оплаты труда и относятся к условно-постоянным расходам поставщика в краткосрочном периоде [9]. В долгосрочном периоде при увеличении масштабов перевозок эксплуатанта и соответствующем росте объёмов работ по гарантийному обслуживанию численность потребного персонала поставщика также возрастёт и примет переменный характер.

Количество специалистов рассчитывается исходя из трудоёмкости работ по направлениям их деятельности в начальный период экспертным путём, далее по мере накопления статистики (после 4 лет эксплуатации изделия АТ) на основании опытно-статистических и научно обоснованных норм труда.

Как правило, долгосрочный характер сотрудничества поставщика АТ и эксплуатанта обуславливает применение при расчёте затрат на предоставление гарантийных обязательств формул индексации (эскалации) оплаты.

Часовая ставка оплаты труда на следующий фиксированный период (с 1 января по 31 декабря календарного года) определяется в соответствии с формулой:

$$P_n = P_{n-1} \frac{I}{100},$$

где  $P_n$  – пересмотренная гарантированная ставка оплаты труда, применяемая с 1-го января следующего фиксированного периода;  $P_{n-1}$  – гарантированная ставка оплаты труда текущего фиксированного периода (гарантированная ставка оплаты труда корректируется ежегодно и равна часовой ставке предшествующего года);  $I$  – годовой прогнозный индекс цен производителей по строке «продукция машиностроения» на согласуемый год, утверждённый Минэкономразвития России [7–9].

Для определения годового индекса цен производителей используется информация Минэкономразвития России, размещённая в сети Интернет<sup>6</sup>. Для расчётов применяются прогнозные данные на следующий год, публикуемые в текущем году, в отношении «год к предыдущему».

Отчисления на социальные нужды определяют отчисления в фонд социального страхования в процентах от суммы оплаты труда, включаемой в затраты на производство продукции, работ и услуг. С 2023 года установлен единый лимит базы, определяемый как средняя зарплата в стране за год, умноженная на повышающий коэффициент 2,3.

Прогнозное среднее значение зарплаты по стране определяет Минэкономразвития России. Так 31.10.2025 Постановлением № 1705 утверждена единая предельная величина базы для исчисления страховых взносов на 2026 год. Согласно этому документу, лимит составляет 2979000 рублей на одного работника нарастающим итогом с начала года. Единый норматив страховых взносов составляет: в пределах установленной единой предельной величины базы – 30 %; свыше установленной базы – 15,1 %.

*Прочие затраты.* К прочим затратам относятся затраты, не вошедшие в перечисленные выше, в том числе плата за аренду основных средств; плата за кредиты; выплаты за загрязнение

<sup>5</sup> Федеральные авиационные правила «Требования к юридическим лицам, индивидуальным предпринимателям, осуществляющим техническое обслуживание подлежащих обязательной сертификации беспилотных авиационных систем, авиадвигателей, воздушных винтов, за исключением лёгких, сверхлёгких гражданских воздушных судов, не осуществляющих коммерческих воздушных перевозок и авиационных работ...», утв. Приказом Минтранса России от 18.10.2024 г. № 367 (ФАП-Часть 145).

<sup>6</sup> [https://www.rosstat.gov.ru/storage/mediabank/6\\_28-01-2026.html](https://www.rosstat.gov.ru/storage/mediabank/6_28-01-2026.html)

окружающей среды; обязательное страхование имущества предприятия; вознаграждения за разработку и внедрение инноваций и программ непрерывных улучшений; затраты на получение сертификационных документов; расходы на подготовку и переподготовку кадров; затраты на командировки; платежи за полученную лицензию на право пользования патентом, ноу-хау; плата сторонним организациям за сторожевую и пожарную охрану; административные и другие общехозяйственные расходы.

«Прочие затраты» на практике в большинстве случаев принимаются равными от 10 % до 20 % суммарных расходов по экономическим элементам «Материальные затраты», «Расходы на оплату труда», «Отчисления на социальные нужды» и «Амортизация основных фондов».

Определение расходов поставщика по гарантийному обслуживанию АТ в соответствии с описанной в статье моделью проведено по составляющим элементам исходя из однородности их экономического содержания независимо от места возникновения и целевого назначения. Структура затрат по экономическим элементам отражает материалоёмкость, трудозатраты и фондоёмкость производства, позволяя уточнять и анализировать тенденции расходования различных ресурсов при возрастании объёмов выпуска серийных авиационных изделий.

## Заключение

Основным направлением управления предприятием является поиск путей минимизации и оптимизации структуры расходов в зависимости от объёмов производства. Разработанный авторами методический подход определяет драйверы, влияющие на объёмы работ и затраты поставщика АТ при гарантийном обслуживании серийных авиационных изделий, позволяя управлять финансовым результатом в целях максимизации прибыли, обеспечения ликвидности, повышения кредитоспособности и капитализации компании.

При расчёте затрат на гарантийное обслуживание систем и компонентов разрабатываемого ВС, когда отсутствует эксплуатационная статистика, использование результатов расчётов, полученных с использованием данной методики, для включения в цену серийной поставки целесообразно осуществлять путём перевода в область ориентировочных цен.

Практика разработчиков ВС по установлению ориентировочных цен на серийные поставки для систем и компонентов ВС в настоящее время широко применяется при создании самолётов МС-21 и SJ-100. Такой подход позволяет поставщикам получить необходимое финансирование для организации системы гарантийного обслуживания и системы ППО в целом, а разработчику ВС управлять стоимостью на основе получения от поставщиков расчётно-калькуляционных материалов, составленных по факту затрат на гарантийное обслуживание. Сбор и обработка эксплуатационных данных и данных по расходам, относящихся к гарантийному обслуживанию, позволят накапливать статистику, которая может быть использована для совершенствования системы ППО в целом.

Такой методический подход позволит эксплуатантам иметь прозрачную картину ценообразования на эксплуатируемую авиатехнику, определять критические позиции в её системе ППО, требующие улучшений для более эффективной эксплуатации.

**Конфликт интересов.** Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

## Список источников

1. Кулешов А. А. Концептуальные аспекты развития и функционирования системы послепродажного обеспечения отечественной авиационной техники на современном этапе // Научный вестник МГТУ ГА. 2009. № 141. С. 23–29.

2. Кирпичев И. Г., Кулешов А. А., Шапкин В. С. Основы стратегии формирования конкурентных преимуществ российской авиационной техники на современном этапе. Москва: Воздушный транспорт, 2007. 336 с.
3. Смирнов Н. Н., Чинючин Ю. М. Основы теории технической эксплуатации летательных аппаратов. Москва: ИПП «ИНСОФТ», 2015. 582 с.
4. Зардов Р. С. Общая характеристика гарантий качества товара // Журнал российского права. 2021. Т. 25. № 3. С. 63–73.
5. Далецкий С. В. Формирование эксплуатационно-технических характеристик воздушных судов гражданской авиации. Москва: Воздушный транспорт, 2005. 416 с.
6. Бауэрсокс Д., Клосс Д. Логистика: интегрированная цепь поставок. Москва: Олимп-Бизнес, 2010. 635 с.
7. Костромина Е. В. Управление экономикой авиакомпании. Москва: Авиабизнес, 2007. 680 с.
8. Doganis R. *The Airline Business in the 21st century*. Routledge, 2001, 500 p.
9. Рыбакова О. В. Бухгалтерский управленческий учёт и управленческое планирование. Москва: Финансы и статистика, 2005. 464 с.

### References

1. Kuleshov A. A. Conceptual aspects of development and functioning of system of maintenance of domestic air engineering after sale at the present stage. *Civil Aviation High Technologies*, 2009, no. 141, pp. 23–29. (In Russ.)
2. Kirpichev I. G., Kuleshov A. A., Shapkin V. S. *Fundamentals of the strategy for the formation of competitive advantages of Russian aviation technology at the present stage*. Moscow, Vozdushnyj transport Publ., 2007, 336 p. (In Russ.)
3. Smirnov N. N., Chinyuchin Yu. M. *Fundamentals of the theory of technical operation of aircraft*. Moscow, IPP “Insoft” Publ., 2015, 582 p. (In Russ.)
4. Zardov R. S. Quality guarantee of a product: general characteristics. *Journal of Russian Law*, 2021, vol. 25, no. 3, pp. 63–75. (In Russ.)
5. Daletskiy S. V. *Formation of operational and technical characteristics of civil aviation aircraft*. Moscow, Vozdushnyj transport Publ., 2005, 416 p. (In Russ.)
6. Baursocks D., Kloss D. *Logistics: integrated supply chain*. Moscow, Olimp-Bisnes Publ., 2010, 635 p. (In Russ.)
7. Kostromina E. V. *Managing the airline's economy*. Moscow, Aviabiznes Publ., 2007, 680 p. (In Russ.)
8. Doganis R. *The Airline Business in the 21st century*. Routledge, 2001, 500 p.
9. Rybakova O. V. *Management accounting and management planning*. Moscow, Finansy i statistika Publ., 2005, 464 p. (In Russ.)

### Информация об авторах

**Кулешов Александр Анатольевич**, доктор технических наук, кандидат экономических наук, заместитель генерального директора по гражданской авиатехнике, Научно-производственное предприятие «Аэросила», Ступино, Московская область, Россия, [kaa.aerosila@mail.ru](mailto:kaa.aerosila@mail.ru)

**Машошин Никита Олегович**, инженер по машинному обучению, ООО «СофтТелематика»; аспирант кафедры, МГТУ ГА, [nikita.mashoshin@yandex.ru](mailto:nikita.mashoshin@yandex.ru)

**Шапкин Василий Сергеевич**, доктор технических наук, профессор, научный руководитель, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, [vsshapkin@gosniiga.ru](mailto:vsshapkin@gosniiga.ru)

### **Authors information**

**Kuleshov Aleksandr A.**, Doctor of Sciences (Engineering), Candidate of Sciences (Economics), Deputy General Director for Civil Aviation, Scientific and Production Enterprise “Aerosila”, Stupino, Moscow region, Russia, kaa.aerosila@mail.ru

**Mashoshin Nikita O.**, Machine Learning Engineer, LLC “SoftTelematika”; Postgraduate Student, Moscow State Technical University of Civil Aviation, nikita.mashoshin@yandex.ru

**Shapkin Vasily S.**, Doctor of Sciences (Engineering), Professor, Scientific Supervisor, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, vsshapkin@gosniiga.ru

*Статья поступила в редакцию 30.03.2026; одобрена после рецензирования 15.05.2026; принята к публикации 21.05.2026.*

*The article was submitted 30.03.2026; approved after reviewing 15.05.2026; accepted for publication 21.05.2026.*

Научная статья

УДК 534.836.2:629.735.33

## ПРИМЕНЕНИЕ БОРТОВОГО И НАЗЕМНОГО ОБОРУДОВАНИЯ ДЛЯ ОЦЕНКИ ВЛИЯНИЯ ИЗМЕНЕНИЯ ЛЁТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ И ПРОСТРАНСТВЕННОГО ПОЛОЖЕНИЯ САМОЛЁТА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ АВИАЦИОННОГО ШУМА НА МЕСТНОСТИ

О. А. КАРТЫШЕВ<sup>1</sup>, М. О. КАРТЫШЕВ<sup>1</sup>, А. Н. ГОРОДИШЕНИН<sup>2</sup>

<sup>1</sup> *Центр экологической безопасности гражданской авиации, Москва, Россия*

<sup>2</sup> *Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия*

**Аннотация.** Приведены результаты экспериментальных исследований оценки влияния изменения лётно-технических параметров и пространственного положения самолёта на характеристики авиационного шума (АШ) на местности с использованием информации от бортовых регистраторов полётных данных (FDR) воздушных судов (ВС), наземной приёмной станции автоматического зависимого наблюдения-вещания (АЗН-В) и системы акустического мониторинга. Проведён детальный анализ изменения характеристик АШ на местности в зависимости от лётно-технических параметров и пространственного положения ВС в процессе лётной эксплуатации с выделением средних профилей набора высоты при взлёте. Принято считать, что основным фактором, оказывающим шумовое воздействие при взлёте ВС, является мощность двигателей, однако роль положения самолёта в пространстве как одного из входных параметров для прогнозирования уровня шума самолёта не установлена. Показано, что при взлёте мощность двигателей и положение самолёта в пространстве являются равнозначными входными параметрами для прогнозирования уровня АШ на местности, установлена эффективность проведения контроля за выполнением экипажами противошумных процедур при взлёте. Полученные результаты могут быть использованы для контроля акустической ситуации при взлёте и получения данных для моделирования контуров АШ.

**Ключевые слова:** авиационный шум, пространственное положение, лётно-технические характеристики самолёта, бортовое оборудование, наземное оборудование, инструментальный контроль, противошумные процедуры

**Для цитирования:** Картышев О. А., Картышев М. О., Городишенин А. Н. Применение бортового и наземного оборудования для оценки влияния изменения лётно-технических параметров и пространственного положения самолёта на характеристики авиационного шума на местности // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2026. № 54. С. 118–125.

Original article

## USE OF ON-BOARD AND GROUND EQUIPMENT TO ASSESS THE IMPACT OF CHANGES IN FLIGHT PERFORMANCE PARAMETERS AND AIRCRAFT SPATIAL POSITION ON AIRCRAFT NOISE CHARACTERISTICS IN THE TERRAIN

O. A. KARTYSHEV<sup>1</sup>, M. O. KARTYSHEV<sup>1</sup>, A. N. GORODISHENIN<sup>2</sup>

<sup>1</sup> *Center for Environmental Safety of Civil Aviation, Moscow, Russia*

<sup>2</sup> *The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia*

**Abstract.** The article presents the results of experimental studies assessing the impact of changes in aircraft performance parameters and spatial attitude on the aircraft noise (AN) characteristics on the ground using information from aircraft flight data recorders (FDRs), a ground-based automatic dependent surveillance and broadcast (ADS-B) receiving station, and an acoustic monitoring system. A detailed analysis of changes in the AN characteristics on the ground is performed depending on the aircraft performance parameters and spatial attitude during flight operation, with the identification of average climb profiles during take-off. It is generally accepted that engine power is the main factor affecting the noise impact during aircraft take-off. However, the role of aircraft position in space, which is one of the input parameters for predicting the aircraft noise level, has not been established. It is shown that during take-off, engine power and aircraft position in space are equivalent input parameters for predicting the AN level on the ground, and the effectiveness of monitoring the performance of crew procedures during take-off has been established. The obtained results will be useful/can be used for monitoring the acoustic situation during take-off and obtaining data for modeling the AN contours.

**Keywords:** aircraft noise, position, aircraft performance, aircraft equipment, ground equipment, instrumental monitoring, anti-noise procedures

**For citation:** Kartyshev O. A., Kartyshev M. O., Gorodishenin A. N. Use of on-board and ground equipment to assess the impact of changes in flight performance parameters and aircraft spatial position on aircraft noise characteristics in the terrain. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2026, no. 54, pp. 118–125. (In Russ.)

## Введение

Зашумление близлежащих к аэродромам жилых территорий при полётах ВС является серьёзной проблемой. Сложившаяся практика оценки характеристик АШ на местности при лётной и наземной эксплуатации ВС в районе аэродромов основана на применении расчётных методов определения уровня шумового воздействия с их последующей корректировкой после проведения натуральных уточняющих измерений на местности. Расчётные построения контуров равного уровня звука АШ для определения размеров шумовых зон приаэродромной территории (далее – ПТ) в силу отсутствия точных исходных данных, несовершенства расчётных методик и базирующихся на них программ расчёта имеют значимую погрешность в точности построения контура АШ [1].

Применяемые в моделях построения расчётных контуров равного уровня звука АШ на местности выполняются по известной графической зависимости Дос 9911 ИКАО «шум-мощность-расстояние»<sup>1</sup>, которая позволяет упрощённо определить уровень шума в заданной точке. Эта зависимость является функцией величины мощности двигателей и наклонного расстояния между местом измерения уровня АШ, где установлено оборудование акустического мониторинга (далее – точка приёма) и положением ВС; она строится с учётом сведений, указанных в базе данных по шуму и характеристикам ВС (далее – ANP<sup>2</sup>).

Если мощность двигателей можно достаточно точно учесть, то определение наклонного расстояния на практике выполняется простым соединением места нахождения точек приёма и условных точек на профиле набора высоты ВС по данным ANP или аэродромных схем, без определения пространственного положения самолёта, которое является одним из входных параметров для прогнозирования уровня шума самолёта.

---

<sup>1</sup> Международная организация гражданской авиации: Дос 9911. Руководство по рекомендуемому методу расчёта контуров шума вокруг аэропортов. ИКАО, 2018.

<sup>2</sup> База данных Aircraft Noise and Performance (ANP): международный ресурс данных для разработчиков моделей авиационного шума.

ИКАО рекомендует снизить «неблагоприятное воздействие на окружающую среду путём применения всеобъемлющих мер, включающих более эффективную организацию воздушного движения и эксплуатационные процедуры»<sup>3</sup>, среди которых предусмотрены процедуры снижения шума при взлёте (далее – NADP1 и NADP2).

В Российской Федерации не предусмотрен непосредственный контроль за применением процедуры снижения шума при взлёте ВС, полёт которого наблюдается с отклонением от заданного маршрута, что в результате приводит к значительному разбросу измеренного уровня АШ при взлёте ВС [2] и не всегда позволяет обеспечить точное определение размеров шумовых зон заданного гигиенического критерия оценки, установленного Роспотребнадзором.

### **Постановка задачи**

Экспериментальные исследования с применением технических средств бортового и наземного оборудования в условиях лётной эксплуатации ВС проводились с целью установить влияние пространственного положения самолёта на прогнозирование уровня АШ и подтвердить возможность контроля характеристик АШ в районе аэродрома при выполнении экипажами ВС противозумных процедур при взлёте по параметрам лётно-технических характеристик самолёта (далее – ЛТХ).

### **Методы и средства экспериментальных исследований**

Разработанная авторами методика натурных исследований в условиях лётной эксплуатации ВС основывалась на проведении экспериментальных исследований вблизи территорий нескольких аэродромов страны (Пулково, Москва (Внуково) и др.) и порядке временной синхронизации для получения необходимых исходных данных в едином формате, их обработке и анализе.

Инструментальная оценка АШ с использованием приёмной станции АЗН-В и наземной системы мониторинга АШ содержит данные о траекториях полётов ВС, курсах взлёта и посадки, а также об уровнях АШ от ВС, пролетающих вблизи мест установки автоматизированных пунктов мониторинга АШ типа EcoFlight 14.11 (Per. № 83653-21<sup>4</sup>). Осуществляется сбор данных о значении уровня шума, определённого в отношении каждого шумового события при двухстороннем интервале охвата усреднённого уровня звука с коэффициентом охвата 1,65 при уровне доверия 95 %.

Данные от бортового регистратора полётных данных (FDR, рекомендован ИКАО для получения ЛТХ) и АЗН-В в основном используются при проверке моделирования и для уточнения расчётных контуров равного уровня звука АШ [3–5]. Использование данных FDR по ЛТХ правомерно по аналогии с проводимыми сертификационными процедурами по АШ, когда по условиям их проведения предусматривается обязательное использование определённого набора параметров FDR, синхронизированных с измерениями шума при пролёте самолёта<sup>5</sup>.

### **Проведение экспериментальных исследований**

Аэродром Пулково. По линии проекции пути от взлёта ВС с искусственной взлётно-посадочной полосы (ИВПП) 10Л/28П аэродрома Пулково были размещены 5 пунктов мониторинга АШ.

<sup>3</sup> Международная организация гражданской авиации: Дос 8168-1. Руководство по выполнению полётов OPS. Процедуры выполнения полётов. 5-е изд. ИКАО, 2004.

<sup>4</sup> ФГИС Росстандарта. ФИФ ОЕИ. Подсистема «Аршин». <https://fgis.gost.ru/fundmetrology/cm/mits/71d0bd48-2bb9-2d8e-414a-580726ede0ab>

<sup>5</sup> Международная организация гражданской авиации: Защита окружающей среды. Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. Том. I. Шум самолёта. 5-е издание. ИКАО, 2008 г.

Для получения данных от FDR, необходимых для определения взаимосвязей между параметрами ЛТХ, фазой полёта и шумовой экспозиции, в исследования были включены 28 самолётов типов В737 и А-320.

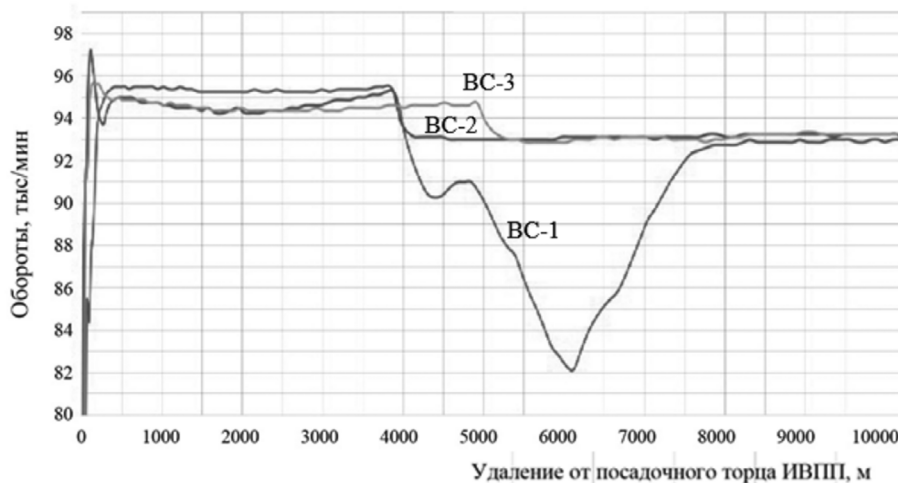


Рис. 1. Изменение параметров оборотов двигателей исследуемых ВС

В целом по всему исследуемому парку получены схожие показатели. Для наглядного сравнения были выбраны три самолёта одного типа, имеющие характерные выходные данные по исследуемому парку. Метеорологические условия при проведении эксперимента оставались неизменными. Изменение параметров оборотов двигателей трёх выбранных ВС (ВС-1, ВС-2 и ВС-3) показано на рис. 1; на рис. 2 приведены графики набора высоты исследуемыми ВС на этапе начального набора высоты; на рис. 3 показано изменение характеристик АШ на местности для исследуемых ВС.

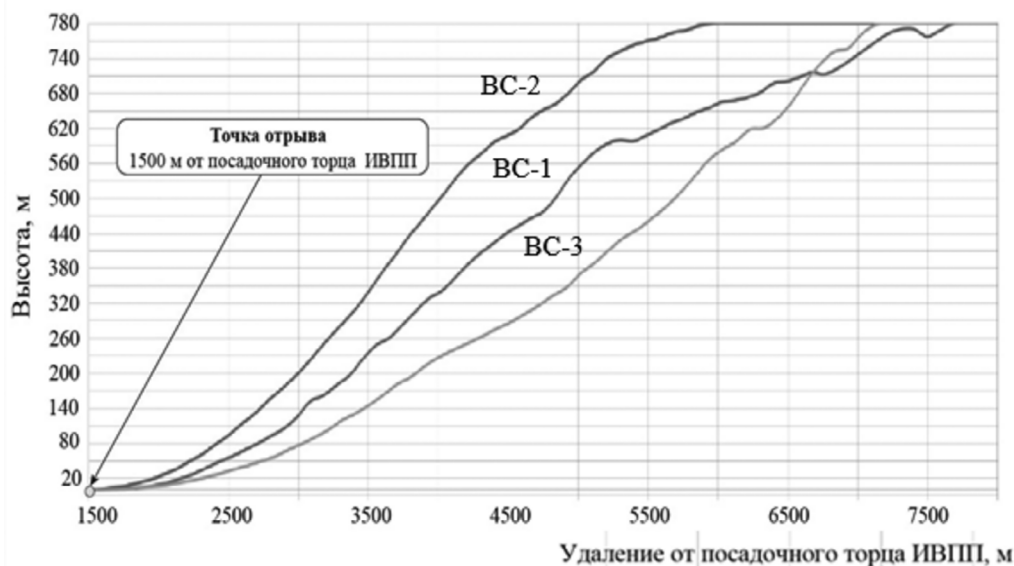


Рис. 2. Графики набора высоты исследуемых ВС

Представленная на рис. 1 и рис. 2 информация о величине оборотов двигателей ВС и начальном этапе набора высоты показывает, что у ВС-2 при больших оборотах двигателей

наблюдается наибольший по сравнению с другими ВС набор высоты на удалении 6000 м от торца ИВПП, что соответствует процедуре NADP1.

Другие ВС не обеспечили требуемую процедурой NADP1 скороподъёмность. У ВС-1 на удалении 4000 м от ИВПП произошло уменьшение оборотов одного из двух двигателей с последующим восстановлением. Можно предположить, что должно было произойти уменьшение уровня АШ, связанное с уменьшением суммарной мощности двигателей ВС-1 и соответственно шума от двигателей, по сравнению с ВС-2 и ВС-3. Однако на удалении 4000 м – 6000 м от ИВПП этого не происходит (рис. 3).

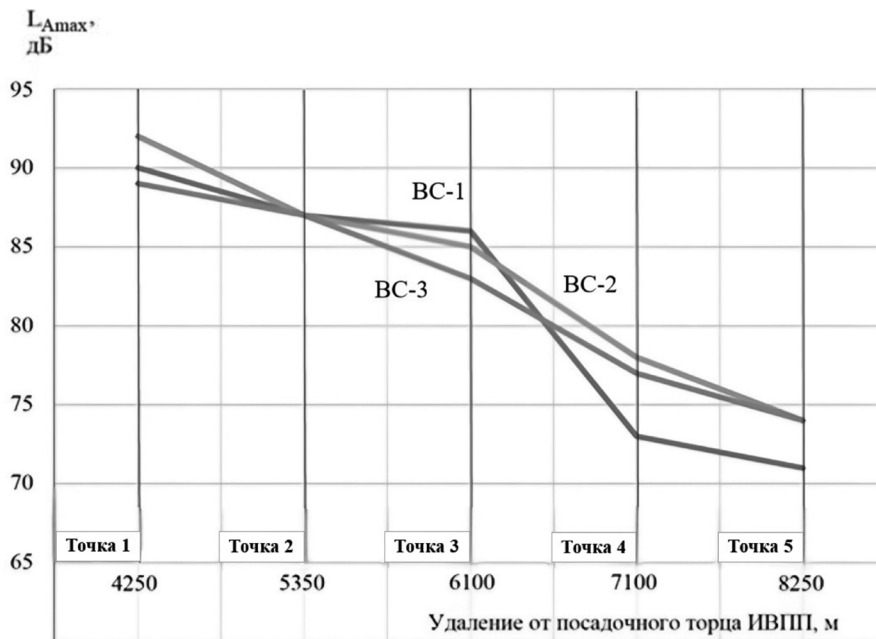


Рис. 3. Изменение характеристик АШ на местности от исследуемых ВС на этапе взлёта с ИВПП 10Л/28П аэродрома Пулково

Местоположение ВС при взлёте и наборе высоты в каждый момент времени может различаться для каждого полёта, тогда как расчётная методология Doc 9911 задаёт единую траекторию взлётной процедуры для конкретного аэродрома, что не всегда соответствует практике эксплуатации. Выполненные экспериментальные исследования позволили это подтвердить и показать (рис. 3), что контролируемые показатели набора высоты и оборотов двигателей, влияющие на характеристики АШ на местности, являются равноценными для расчётного прогнозирования уровня АШ.

Проведённые вблизи аэродрома Пулково экспериментальные исследования выявили, что не все экипажи самолётов выдерживали требования процедуры NADP1 и соблюдали этапы «ступенчатого» набора высоты, что подразумевается моделью, приведённой в Doc 9911 для расчёта контуров равного уровня звука АШ. Указанные обстоятельства являются причиной ошибок в результатах расчётов при использовании методологии Doc 9911, в связи с чем авторами выполнено измерение значений АШ с инструментальным контролем местоположения ВС в пространстве вблизи аэродрома Москва (Внуково).

Аэродром Москва (Внуково). Данные о месте нахождения ВС в пространстве были получены от приёмной станции АЗН-В. К учёту были выбраны треки при взлёте вблизи аэродрома Москва (Внуково): выбраны треки при 108 взлётах на ВС В-738 российской авиакомпании, а также при 162 взлётах на ВС А-320 и А-321 зарубежной авиакомпании. Выгрузка данных об уровнях шума, полученных с пунктов мониторинга EcoFlight 14.11, выполнена за период с 01.09.2022 по 01.10.2022.

На рис. 4 приведены профили набора высоты ВС российской и зарубежной авиакомпаний относительно трёх мест (точек) установки автоматизированных пунктов мониторинга по линии проекции пути взлёта с магнитным курсом  $MK=57^\circ$  аэродрома Москва (Внуково).

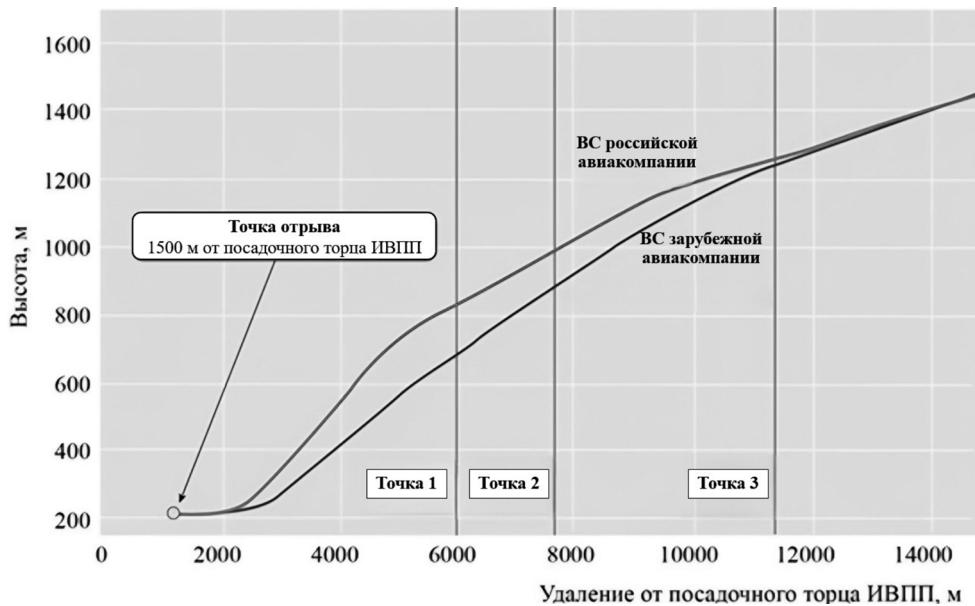


Рис. 4. Изменение усреднённого профиля набора высоты при взлёте ВС с  $MK=057^\circ$  аэродрома Москва (Внуково) ВС российской и зарубежной авиакомпаний

Представленные на графике (рис. 4) линии профилей набора высоты ВС российской и зарубежной авиакомпаний сформированы на основании осреднения данных обработки треков при взлёте – распределений максимальных уровней шума от ВС, участвующих в исследовании в зависимости от высоты полёта и удаления от торца ИВПП. Отметим существенно большую на начальном этапе набора высоты ВС зарубежной авиакомпании в сравнении с ВС российской авиакомпании.

При оценочном расчёте средних суммарных эквивалентных уровней шума в точках проведения мониторинга АШ за период измерений при взлётах ВС российской авиакомпании значения составили: точка 1 –  $L_{A_{ЭКВ}}=43,7$  дБ, точка 2 –  $L_{A_{ЭКВ}}=42,8$  дБ, точка 3 –  $L_{A_{ЭКВ}}=39,7$  дБ; при взлётах ВС зарубежной авиакомпании эти значения составили: точка 1 –  $L_{A_{ЭКВ}}=42,1$  дБ, точка 2 –  $L_{A_{ЭКВ}}=41$  дБ, точка 3 –  $L_{A_{ЭКВ}}=38,2$  дБ.

Сравнение характеристик АШ на местности, с учётом того, что количество полётов ВС зарубежной авиакомпании в 1,5 раза больше, чем российской авиакомпании за период эксперимента, однозначно свидетельствует о выполнении экипажами ВС зарубежной авиакомпании прописанных в аэронавигационном паспорте аэродрома Внуково требований к траектории взлёта с уменьшением шума по процедуре NADP1, применяемой с использованием уменьшения тяги двигателей сразу после взлёта что является обязательным к исполнению всеми экипажами авиакомпании для снижения воздействия АШ в ближайших жилых зонах. За рубежом осуществляется строгий контроль за соблюдением процедур NADP, поэтому все без исключения авиакомпании выполняют эти процедуры для снижения шума при взлёте ВС.

Представленный способ измерения АШ на местности с определением местоположения ВС, предполагающий использование имеющегося на борту ВС и на земле оборудования, по разработанной методике обработки полученных данных может применяться авиакомпаниями и техническими центрами на практике для контроля уровня шума на близлежащих к аэродрому территориях, моделирования шумовых зон, оценки соблюдения экипажами ВС процедур, способствующих снижению уровня АШ.

## Заключение

Выполнен детальный анализ зависимости характеристик АШ на местности от пространственного положения ВС на взлёте с выделением средних профилей набора высоты. Экспериментально показано, что мощность двигателей и пространственное положение самолёта во времени являются основными и равнозначными параметрами для определения и прогнозирования уровня шума на местности. Соблюдение взлётных процедур, установленных NADP1, способствует уменьшению АШ.

По результатам проведения экспериментального исследования вблизи аэродрома Москва (Внуково) реализован способ инструментального контроля за выполнением экипажами противозвучных процедур, который могут использовать авиакомпании и технические центры. Способ позволяет, используя данные оборудования АЗН-В и FDR, фиксировать параметры набора высоты и оборотов двигателей при взлёте, что совместно с данными мониторинга АШ даёт возможность контролировать акустическую ситуацию при взлёте и проверять расчётную модель построения контуров АШ по траектории полёта.

**Конфликт интересов.** Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

## Список источников / References

1. White S. ERCD REPORT 0506: Accuracy of Aircraft Noise Measurements at London Airports. Technical Report. CAA, 2005, 29 p.
2. Ардашев И. О., Картышев М. О., Картышев О. А. Оценка влияния горизонтальных отклонений ВС от номинальных схем полёта, определённых в АНПА, на шумовое воздействие в местах расположения пунктов мониторинга // *Noise Theory and Practice*. 2023. Т. 9. № 2(33). С. 40–51.  
Ardashev I. O., Kartyshev M. O., Kartyshev O. A. Evaluation of the impact of aircraft horizontal deviations from nominal flight paths defined in the AIP on noise levels at monitoring sites. *Noise Theory and Practice*, 2023, vol. 9, no. 2(33), pp. 40–51. (In Russ.)
3. Strömpfel Christoph, Lehmann Oliver. Challenges and opportunities of aircraft noise modeling using extended aircraft performance parameters and cockpit procedures. *Proceedings of INTER-NOISE and NOISE-CON Congresses and Conferences*, vol. 255, pp. 464–475. Institute of Noise Control Engineering, 2017.
4. Caves R. et al. Evaluation of civil aircraft performance and operations using radar data in ICAS98-6.11.1. *21st Congress of the International Council of Aeronautical Sciences*, 1996.
5. Kartyshev M. O. Using Flight Data Recorder data to determine aircraft noise levels in the vicinity of Airports. In: *ICAO environmental report 2019: destination green: the next chapter*, 2019, pp. 66–71.

## Информация об авторах

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

**Картышев Михаил Олегович**, генеральный директор, Центр экологической безопасности гражданской авиации, Москва, Россия, mkartyshev@yandex.ru

**Городишенин Алексей Николаевич**, кандидат технических наук, ученый секретарь, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, Gorodishenin\_AN@gosniiga.ru

### **Authors information**

**Kartyshev Oleg A.**, Candidate of Sciences (Engineering), Senior Researcher, Center for Environmental Safety of Civil Aviation, Moscow, Russia, oa\_kartyshev@mail.ru

**Kartyshev Mikhail O.**, General Director, Center for Environmental Safety of Civil Aviation, Moscow, Russia, mkartyshev@yandex.ru

**Gorodishenin Aleksey N.**, Candidate of Sciences (Engineering), Scientific Secretary, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia. Gorodishenin\_AN@gosniiga.ru

*Статья поступила в редакцию 21.03.2026; одобрена после рецензирования 15.05.2026; принята к публикации 27.05.2026.*

*The article was submitted 21.03.2026; approved after reviewing 15.05.2026; accepted for publication 27.05.2026.*

Обзорная статья  
УДК 629.78

## ИССЛЕДОВАНИЕ ПЕРСПЕКТИВНЫХ И ЭКОНОМИЧЕСКИ ЭФФЕКТИВНЫХ МЕТОДОВ БОРЬБЫ С КОСМИЧЕСКИМ МУСОРОМ

А. А. ФРИДЛЯНД<sup>1</sup>, К. С. ЕРМАКОВ<sup>2</sup>, Е. Р. РУССАКОВА<sup>3</sup>, Г. Г. АНТОНЕВИЧ<sup>4</sup>, В. А. МЕЛАНИН<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

<sup>2</sup> Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия

<sup>3</sup> ООО «Университет 2050», Москва, Россия

<sup>4</sup> ООО «КБ-7», Москва, Россия

**Аннотация.** Увеличение количества космического мусора в околоземном пространстве создаёт угрозу для устойчивого развития космических операций, включая реализацию национальных проектов Российской Федерации, таких как «Космос», «Эффективная транспортная система» и «Беспилотные авиационные системы». В статье представлен обзор современных подходов к классификации и характеристикам космического мусора, а также проведён критический анализ существующих методов его удаления. Особое внимание уделено анализу метода инъекции вольфрамовых частиц, описана возможность его усовершенствования. Она состоит в замене вольфрамовой пыли на спектрально-селективные частицы силикатного стекла, что позволит использовать асимметрию давления солнечной радиации для ускорения деорбитинга. Рассмотрены экономически эффективные системы доставки данных частиц, включая электромагнитный запуск (система DREL) и центрифужную систему SpinLaunch, а также перспективы интеграции рассмотренных методов с беспилотными авиационными системами (БАС) для мониторинга околоземного пространства. Отдельно исследовано влияние неконтролируемых входов объектов космического мусора в плотные слои атмосферы на безопасность полётов гражданской авиации. Результаты работы выявили потенциал комбинированного подхода для обеспечения безопасности космических полётов и устойчивого использования космоса.

**Ключевые слова:** космический мусор, орбитальная очистка, спектрально-селективные частицы, электромагнитный запуск, центрифужный запуск, экономическая эффективность, беспилотные авиационные системы

**Для цитирования:** Фридлянд А. А., Ермаков К. С., Руссакова Е. Р., Антоневиц Г. Г., Меланин В. А. Исследование перспективных и экономически эффективных методов борьбы с космическим мусором // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2026. № 54. С. 126–136.

Review article

## RESEARCH OF PROMISING AND COST-EFFICIENT SPACE DEBRIS REMOVAL METHODS

A. A. FRIDLYAND<sup>1</sup>, K. S. ERMAKOV<sup>2</sup>, E. R. RUSSAKOVA<sup>3</sup>, G. G. ANTONEVICH<sup>4</sup>, V. A. MELANIN<sup>1</sup>

<sup>1</sup> The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia

<sup>2</sup> Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia

<sup>3</sup> LLC University 2050, Moscow, Russia

<sup>4</sup> LLC KB-7, Moscow, Russia

**Abstract.** The increasing volume of space debris in near-Earth space poses a threat to the sustainable development of space operations, including the implementation of the Russian Federation's national projects "Space", "Efficient Transport System" and "Unmanned Aircraft Systems" (UAS). This article provides an overview of modern approaches to classifying and characterizing space debris and critically analyzes existing removal methods. Particular attention is paid to the analysis of the tungsten particle injection method and a proposal for its improvement. The replacement of tungsten dust with spectrally selective silicate glass particles is proposed, which allows using the asymmetry of solar radiation pressure to accelerate deorbiting. Cost-effective delivery systems for such particles are considered, including electromagnetic launch (DREL system) and the SpinLaunch centrifuge system, as well as prospects for integrating the proposed methods with UAS for near-Earth space monitoring. The impact of uncontrolled entry of space debris objects into the dense layers of the atmosphere on the safety of civil aviation flights is investigated separately. The results demonstrate the potential of a combined approach to ensure spaceflight safety and the sustainable use of outer space.

**Keywords:** space debris, orbital cleaning, spectral-selective particles, electromagnetic launch, centrifuge launch, economic efficiency, unmanned aircraft systems

**For citation:** Fridlyand A. A., Ermakov K. S., Russakova E. R., Antonevich G. G., Melanin V. A. Research of promising and cost-efficient space debris removal methods. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2026, no. 54, pp. 126–136. (In Russ.)

## Введение

Проблема космического мусора достигла значительных масштабов и представляет собой серьёзную угрозу для дальнейшего освоения космического пространства. Согласно последним данным NASA, на начало 2025 года на околоземных орбитах находится свыше 45000 отслеживаемых объектов искусственного происхождения, при этом общая масса космического мусора превышает 9000 тонн [1]. Особую озабоченность вызывает рост количества объектов в наиболее ценных орбитальных областях – на низких околоземных орбитах (LEO) и геостационарной орбите (GEO).

Неконтролируемые входы объектов космического мусора в плотные слои атмосферы представляют растущую угрозу для безопасности полётов гражданской авиации, что обусловлено увеличением числа космических запусков и развитием коммерческой космонавтики. Отработавшие спутники, разгонные блоки ракет и обломки, образовавшиеся в результате столкновений, потенциально опасны для воздушных судов [2]. Экономические последствия от возможных столкновений также значительны: по оценкам Европейского космического агентства (ESA), ежегодные потери от повреждения космических аппаратов достигают 1–2 млрд долларов США [3]. Ситуация усугубляется развитием мега-группировок спутников, таких как Starlink (более 4000 аппаратов на 2024 год), OneWeb и планируемая российская спутниковая группировка в рамках проекта «Сфера».

Исторические предпосылки проблемы восходят к началу космической эры, однако качественный скачок произошёл в последние два десятилетия. Ключевыми событиями, многократно увеличившими популяцию мусора в космическом пространстве, явились: противоспутниковое испытание, проведённое Китаем в 2007 году (привело к образованию порядка 3000 отслеживаемых фрагментов), столкновение в 2009 году аппаратов Космос-2251 и Iridium-33 (около 2000 фрагментов) и противоспутниковое испытание, произведённое Российской Федерацией в 2021 году (более 1500 фрагментов). Теоретической основой для понимания эволюции популяции космического мусора служит синдром Кесслера, который описывает каскадный эффект столкновений, способный сделать отдельные орбитальные области непригодными для использования на десятилетия [4].

## Методы удаления мусора: разработки и перспективы

Существующие методы удаления космического мусора можно разделить на контактные и бесконтактные.

Контактные методы предполагают физическое взаимодействие с объектом (мусором) и включают использование роботизированных манипуляторов (как в миссии RemoveDEBRIS [5]), сетевых систем захвата, гарпунных систем и буксировочных тросов. Как правило, при таком подходе применяются шарнирные манипуляторы, состоящие из серии соединённых сегментов, предназначенных для устройства захвата космического мусора. В исследованиях систем тросов, сетей и гарпунов для захвата мусора активно изучаются проблемы стабилизации данных систем и захваченного объекта, для чего создаются модели гибкости сети на основе подхода «масса-пружина» и моделей абсолютных узловых координат [6, 7].

Бесконтактные методы включают лазерную абляцию, воздействие ионными пучками, аэродинамическое торможение, представляющее собой метод увода космического мусора с орбиты, основанный на использовании естественного сопротивления остаточной атмосферы Земли, и использование магнитных взаимодействий. Более 25 лет разрабатываются системы высокоэнергетических лазеров для уничтожения или увода мусора. Например, исследовалась возможность применения импульсного лазера, размещённого на высокой наземной башне, для воздействия на сантиметровый мусор вблизи Международной космической станции (МКС) [8]. Другим перспективным направлением является система бесконтактной транспортировки космического мусора ионным потоком, для которой был разработан и проанализирован ряд контроллеров [9].

К относительно недавно предложенным методам относится использование большого паруса для захвата мусора. В ходе разработки метода исследовался гиперзвуковой удар между парусом и объектом. Также была предложена концепция использования геофизической ракеты для вывода на суборбитальную траекторию с последующим выбросом облака частиц, обволакивающих пролетающий мусор за счёт более высокой плотности облака [10].

В настоящее время разработано несколько систем космических аппаратов для активного удаления мусора (ADR). Одной из широко обсуждавшихся экспериментальных миссий является RemoveDebris, использующая экономически эффективные технологии для наблюдения за космическим мусором, его захвата и удаления. Активно исследуется концепция использования микроспутников CubeSat с солнечным парусом для увода мусора [11, 12].

Однако большинство из вышеупомянутых методов характеризуются высокой стоимостью (от 10 до 100 млн долларов за один объект) и технической сложностью реализации, что требует от государственных космических агентств и коммерческих компаний существенных расходов. В связи с этим перспективны в первую очередь экономически эффективные методы очистки при максимальном снижении стоимости их применения.

В данной статье рассматриваются перспективные и экономически эффективные методы как вывода полезной нагрузки на орбиты с целью удаления, так и самого удаления космического мусора. Авторами описан инновационный комбинированный метод, основанный на использовании облака спектрально-селективных частиц в сочетании с экономичными системами запуска. По мнению авторов, разработки экономически эффективных решений в этой области актуальны для обеспечения устойчивости космической деятельности, в том числе в контексте реализации национальных проектов Российской Федерации.

## Классификация и эксплуатационные характеристики космического мусора

Классификация космического мусора представляет собой сложную задачу из-за многообразия параметров объектов. На основе анализа рекомендаций ИКАО [2], ESA [3] и NASA [13] авторами разработана многоуровневая система классификации, представленная в табл. 1.

Табл. 1. Детальная классификация космического мусора по размерным характеристикам

Категория	Размерный диапазон	Концентрация, объектов/км <sup>3</sup>	Средняя скорость, км/с	Кинетическая энергия, Дж	Методы обнаружения
Крупный	>10 см	10 <sup>-6</sup> –10 <sup>-5</sup>	7,5–8,0	10 <sup>6</sup> –10 <sup>9</sup>	Радарные системы (Space Fence)
Средний	1–10 см	10 <sup>-4</sup> –10 <sup>-3</sup>	7,8–8,2	10 <sup>3</sup> –10 <sup>6</sup>	Оптические телескопы
Мелкий	1 мм – 1 см	10 <sup>-2</sup> –10 <sup>-1</sup>	8,0–8,5	10 <sup>-1</sup> –10 <sup>3</sup>	Специализированные датчики
Микроскопический	<1 мм	10 <sup>-1</sup> –10 <sup>3</sup>	8,2–9,0	10 <sup>-3</sup> –10 <sup>-1</sup>	Анализ поверхностей космических аппаратов

По происхождению объекты космического мусора разделяются на: отработанные разгонные блоки и последние ступени ракет (17 %), нефункционирующие спутники (22 %), фрагменты от взрывов и столкновений (43 %), операционные отходы (8 %) и другие объекты (10 %). Орбитальное распределение показывает значительную неоднородность: на низких околоземных орбитах (LEO, 200–2000 км) находится 75 % всех объектов с плотностью до  $2 \cdot 10^{-4}$  объектов/км<sup>3</sup>, на средних околоземных орбитах (MEO, 2000–35786 км) – 15 % объектов, на геостационарных орбитах (GEO, около 35786 км) – 8 %, на высокоэллиптических орбитах (HEO, свыше 35786 км) – 2 % объектов.

Универсального, общепринятого определения космического мусора не существует, хотя различные агентства предпринимали попытки его сформулировать. В общем понимании космический мусор представляет собой выведенные из эксплуатации космические объекты, включая ступени ракет, разделительные устройства, обтекатели, зажимы и различные фрагменты, в том числе частицы, оставшиеся после разрушения космического объекта.

### Статистика и влияние проблемы космического мусора на безопасность полётов в гражданской авиации

Анализ данных за последние 20 лет показывает устойчивый рост количества объектов на орбите со средним темпом 5–7 % в год. Особенно тревожной является динамика на высотах 800–1000 км, где концентрация мусора увеличилась на 40 % с 2015 по 2024 год.

По состоянию на 4 июня 2024 года на околоземной орбите зафиксировано 28311 объектов искусственного происхождения. Из этого числа 12745 составляют космические аппараты, активные и отработавшие, а 15566 – ступени ракет-носителей, фрагменты конструкций и другие обломки.

Согласно приведённой в [1, 3] статистике, наибольшее количество космического мусора числится за США – 13094, в том числе 8114 – спутники, а 4980 – ступени ракет и обломки. На втором месте Россия – 7020, на третьем Китай – 4965.

Прогнозные оценки показывают, что при сохранении текущих темпов запусков и без принятия активных мер по очистке к 2030 году количество отслеживаемых объектов может превысить 60000, что приведёт к увеличению числа инцидентов со спутниками [1, 14] (табл. 2).

Табл. 2. Крупнейшие инциденты с образованием фрагментов космического мусора

№	ID спутника	Название	Год	Масса (кг)	Скорость (м/с)	Фрагменты (каталогизировано)	Фрагменты на орбите
1	1999-025A	Fengyun-1C	2007	865	845	3532	2739
2	1993-036A	Cosmos 2251	2009	800	775	1715	1021
3	1997-051C	Iridium 33	2009	780	775	657	300
4	2006-026A	Cosmos 2421	2008	420	400	509	0
5	1981-056A	Cosmos 1275	1983	1015	960	479	418

Проблема космического мусора традиционно рассматривается в контексте угрозы функционированию космических аппаратов. Однако в последние годы всё большее внимание уделяется влиянию неконтролируемых входов объектов космического мусора в плотные слои атмосферы на безопасность полётов гражданской авиации.

Основные риски для гражданской авиации связаны с тремя факторами:

неконтролируемым падением крупных фрагментов космического мусора в районах интенсивного воздушного движения;

необходимостью закрытия воздушного пространства на время прогнозируемых падений, что приводит к сбоям в расписании и экономическим потерям;

потенциальным загрязнением атмосферы (и поверхности) Земли токсичными компонентами при разрушении объектов, содержащих остатки топлива или другие опасные вещества.

Примером служит инцидент 2022 года, когда фрагменты китайской ракеты Long March 3В упали в густонаселенных районах Индии, что создало прямую угрозу для пролетавших воздушных судов [15]. В 2024 году зафиксированы случаи падения элементов космического аппарата Dragon на жилые дома во Флориде и Северной Каролине, что показало недостаточную эффективность существующих систем прогнозирования зон падения элементов космических аппаратов и информирования авиационных властей [15].

Существующие методики позволяют определять зону возможного падения с погрешностью до сотен километров, что вынуждает авиационные власти закрывать обширные воздушные пространства на длительное время. ИКАО в своих рекомендациях подчёркивает необходимость усиления координации между космическими агентствами и авиационными властями с целью минимизации рисков для гражданской авиации [2].

В связи с этим в рамках национального проекта «Беспилотные авиационные системы» (БАС) целесообразно предусмотреть разработку специализированной подсистемы мониторинга и прогнозирования падений космического мусора с использованием высотных БАС и стратосферных платформ, а также разработку специализированной системы управления воздушным движением БАС и стратосферных платформ.

### **Анализ метода инъекции вольфрамовых частиц и предлагаемые усовершенствования**

Одним из перспективных бесконтактных методов является развёртывание на орбите облака микрочастиц для увеличения аэродинамического сопротивления фрагментов мусора и их ускоренного сведения с орбиты. Метод, предложенный в [16], предполагает инъекцию вольфрамовых

частиц диаметром 30–70 мкм (оптимально 60 мкм) на орбиты, противоположные движению мусора. Формируемая этими частицами пылевая оболочка увеличивает аэродинамическое сопротивление фрагментов, тем самым снижая их орбиту.

Детальный анализ, проведённый авторами, выявил главное системное ограничение данного метода – длительное время жизни инжектированных частиц на орбите, составляющее более 12 лет для высот около 1000 км. Это связано с тем, что на микрочастицу в космическом пространстве помимо силы аэродинамического торможения действует давление солнечной радиации, которое для частиц микронного размера сравнимо с силой гравитации и может поддерживать их на орбите длительное время.

Авторами рассмотрена замена материала частиц с вольфрама на специально легированное силикатное стекло, обладающее спектрально-селективными свойствами, для создания асимметрии давления солнечной радиации на разных участках орбиты. В основе идеи лежит использование фотохромного и/или термохромного эффектов, при которых оптические характеристики материала меняются обратимо под воздействием электромагнитного излучения или температуры. Предполагается, что силикатное стекло, легированное, например, галогенидами серебра или оксидами переходных металлов, будет иметь различные коэффициенты отражения и поглощения на освещённой (восходящая часть орбиты, движение от Солнца) и затенённой (нисходящая часть орбиты, движение к Солнцу) сторонах Земли.

Принцип действия основан на следующем: когда частица находится на освещённом участке орбиты, её спектрально-селективное покрытие активируется солнечным излучением высокой интенсивности, и коэффициент отражения/поглощения изменяется. На затенённом участке, в условиях низкой освещённости и более низкой температуры, оптические свойства возвращаются к исходному состоянию. Данное различие хотя бы на несколько процентов в отражающих свойствах создаёт асимметрию давления солнечной радиации за виток. Интегральная сила, возникающая из-за этой асимметрии, будет тормозить частицу, ускоряя её движение к низким орбитам.

Проведённое авторами численное моделирование динамики частиц с переменными оптическими характеристиками показало, что при достижении 5–7 % различия в спектральном поглощении/отражении солнечного света между освещённой и затенённой частями орбиты возможно обеспечить движение пылевого слоя с высоты 6000 км до 160 км менее чем за 7–9 месяцев. Столь существенное сокращение времени (с более чем 12 лет в исходном методе до менее года в предлагаемом) делает использование таких частиц перспективным не только для низких орбит (LEO), но и для более высоких (MEO, GEO) орбит.

Результаты сравнительного анализа эффективности различных методов очистки [16, 17], включая оценки, полученные авторами, представлены в табл. 3.

Табл. 3. Сравнительная эффективность методов очистки и результаты моделирования

Метод	Время очистки LEO	Эффективность, объектов/год	Стоимость, млн USD/объект
Вольфрамовая пыль	15 лет	65–70	2,5–3,0
Легированное силикатное стекло* (разработка авторов)	7–9 месяцев	280–320	0,16–0,18
Лазерная абляция	2–3 года	120–150	8,0–12,0
Робот-манипулятор	1–2 года	80–100	15,0–25,0

\*данные численного моделирования

## Системы доставки частиц на орбиту

*Электромагнитная система запуска DREL.* Одной из перспективных и экологичных систем запуска на орбиту средств для удаления мусора является система электромагнитного запуска (DREL – Debris Removal using Electromagnetic Launcher). Данная система, в отличие от традиционных ракет, использует наземную установку – электромагнитный рельсотрон для вывода устройств в космос без использования топлива. При традиционном выводе полезной нагрузки большая доля расходов приходится на систему запуска: пусковая платформа, ракета и топливо. Таким образом, низкая расчётная стоимость выстрела электромагнитного рельсотрона значительно снижает общую стоимость миссий по удалению орбитального мусора.

В подмосковном филиале Объединённого института высоких температур РАН ведутся разработки плазменного рельсотрона. В такой установке разгоняемая полезная нагрузка движется между параллельными электродами – рельсами, по которым пропущен ток, при этом ток протекает по плазме, толкающей «снаряд». Предполагается, что в плазменных рельсотронах можно получить скорость метания в 10–12 км/с, что значительно выше, чем в системах с твёрдой перемычкой, где максимальная скорость составляет до 3 км/с [18].

Система DREL состоит из наземного электромагнитного пускового устройства (GEML), суборбитального аппарата (SOV), содержащего частицы пыли микрометрового масштаба (MSD) [17]. GEML представляет собой наземный рельсотрон, конструкция ускорителя которого включает модульную систему питания на основе ионисторов, жидкостное охлаждение рельсов, систему стабилизации плазменного арматора и вакуумную камеру. Система DREL запускает SOV с MSD несколько раз, чтобы замедлить мусор, пока высота его перигея не снизится до плотных слоёв атмосферы. Общая стоимость удаления одного фрагмента мусора может быть описана формулой:

$$\text{Cost}_{\text{total}} = \sum_{j=1}^{\text{total\_number}} \left( \frac{\Delta v_{\text{deorbit-needed}}}{\Delta v_{\text{every-shot}}^j} \right) \text{Cost}_{\text{every-shot}}$$

где  $\Delta v_{\text{deorbit-needed}}$  – изменение скорости фрагмента мусора, необходимое для деорбитинга целевого фрагмента мусора,  $\Delta v_{\text{every-shot}}^j$  – изменение скорости целевого фрагмента мусора в результате одного выстрела системы DREL, а  $\text{Cost}_{\text{every-shot}}$  – стоимость одного выстрела системы DREL. Каждая из рассматриваемых величин может быть вычислена экспертным путём, что позволяет провести экономическую оценку.

Общая стоимость удаления 2482 фрагментов с использованием системы DREL оценивается приблизительно в 400 млн долларов США, что составляет в среднем около 160 тысяч долларов за объект. Для сравнения, проект RemoveDebris, направленный на демонстрацию удаления двух малых спутников CubeSat, обошёлся примерно в 17 млн долларов, а миссия ClearSpace-1, рассчитанная на удаление одного обломка массой порядка 100 кг, потребовала финансирования в размере около 129 млн долларов [19]. Таким образом, экономическая эффективность и потенциал масштабирования использования системы DREL являются высокими. Ключевыми факторами низкой стоимости являются: исключение затрат на химическое топливо, многообразие основных компонентов (GEML и SOV) и гибкость географического размещения системы запуска [17].

*Центрифужная система SpinLaunch.* В качестве альтернативы электромагнитному запуску DREL авторами рассмотрена система запуска, основанная на технологии кинетического ускорителя. Центрифужная система SpinLaunch позволяет безракетный вывод на орбиту полезной нагрузки массой до 200 кг [20]. SpinLaunch использует гигантскую наземную центрифугу диаметром 100 м, разгоняющую снаряд до 8000 км/ч в вакууме, после чего включается небольшой ракетный двигатель для орбитального вывода. Такая схема снижает экологические риски и стоимость, делая запуск MSD более доступным. По данным на 2025 год SpinLaunch привлекла

30 млн долларов для разработки прототипа и заключила партнёрства с Kongsberg Defence & Aerospace и Sumitomo [20, 21], фокусируясь на низкозатратных запусках спутников, однако данная технология может быть адаптирована для доставки частиц. Авторами данной статьи выполнено сравнение характеристик двух описанных систем запуска [17, 20] (табл. 4).

Табл. 4. Сравнительные характеристики систем запуска

Параметр	DREL	SpinLaunch
Принцип действия	Электромагнитный	Кинетический
Макс. скорость	6,25 км/с	2,2 км/с
Энергопотребление	45 МВт	15 МВт
Стоимость запуска	18000 USD	12000 USD
Темп запусков	12/час	2/час
Экологичность	Высокая	Очень высокая

Оба метода снижают затраты на запуск. SpinLaunch использует механический разгон, избегая износа рельсов и высоких энергозатрат (до 45 МВт в рельсотроне DREL), но требует крупных инфраструктурных объектов и выдерживания перегрузок до 10000g. Рельсотрон DREL обеспечивает гиперзвуковые скорости, но страдает от эрозии рельсов и требует мощных источников энергии. SpinLaunch экологичнее, но проект менее зрелый, в то время как технология рельсотрона DREL уже тестируется в военных целях [22].

### Сценарии использования высотных платформ и БАС для мониторинга и удаления мусора

Высотные БАС и дирижабли, функционирующие в стратосфере на высотах 20–40 км, могут стать универсальными платформами для мониторинга и удаления космического мусора. Применение ядерных энергетических установок (ЯЭУ) мегаваттного класса, подобных разрабатываемой для космического буксира «Зевс» [23], способно обеспечить долговременное энергоснабжение таких платформ.

Можно выделить три основных сценария использования.

Первый – мониторинг с помощью высотного дирижабля или БАС, оснащённого мини-ЯЭУ (0,1–0,5 МВт) и комплексом сенсоров (лидары, радары). Это обеспечит практически неограниченную по времени работу, высокую вычислительную мощность для обработки данных в реальном времени и постоянное покрытие контролируемой области.

Второй сценарий – лазерная абляция мусора, где ЯЭУ питает твердотельный лазер мощностью 10–100 кВт. Высокая доступная мощность и возможность долговременной непрерывной работы являются ключевыми преимуществами перед системами на солнечных батареях.

Третий сценарий – использование ионной пушки, генерирующей ионный поток для бесконтактного «сталкивания» мусора с орбиты. Высокий импульс и автономность системы позволят за одну миссию воздействовать на сотни объектов.

Внедрение этих сценариев сопряжено с вызовами, такими как обеспечение радиационной безопасности, правовые ограничения на ядерные источники в атмосфере и высокие затраты на прототипы, однако потенциал использования таких платформ для решения проблемы мусора исключительно высок.

В рамках Национального проекта «Беспилотные авиационные системы» разумной видится разработка стратосферной системы лазерной дальнометрии для точного измерения параметров движения целевого космического мусора, состоящей из стратосферной платформы и устройства

лазерной дальнометрии на её борту. Это может быть дирижабль или высотный БАС, находящийся на высоте 25–40 км, с помощью технологий, таких как обратная апертурная лазерная локация (LADAR), решающий три ключевые задачи. Во-первых, заблаговременное измерение массы, структуры и ориентации космического мусора. Во вторых, непосредственно перед перехватом фиксация его точных орбитальных параметров. В третьих, в режиме реального времени прогнозирование положения объекта в момент перехвата и передача корректирующей информации системе наведения и перехвата космического мусора. Применение указанной стратосферной системы позволит достичь наведения с точностью до одного метра, что является необходимым условием для эффективного перехвата космического мусора.

## Заключение

В статье проведён комплексный обзор современных подходов к классификации и характеристикам космического мусора, статистических данных и технических средств его удаления, как существующих, так и находящихся на стадии разработок и испытаний. Авторами теоретически обоснован усовершенствованный метод орбитальной очистки, основанный на замене вольфрамовой пыли на спектрально-селективные частицы легированного силикатного стекла. Проведённый анализ и численное моделирование показали, что использование управляемой асимметрии давления солнечной радиации могло бы сократить время жизни инжектированных частиц до 7–9 месяцев, что является ключевым фактором практической реализуемости метода. Для доставки частиц рассмотрен ряд перспективных и экономически эффективных систем запуска, включая электромагнитную (DREL) и центрифужную (SpinLaunch), обеспечивающих снижение стоимости вывода на 65–80 % по сравнению с традиционными ракетными системами. Указано на возрастающее влияние космического мусора на безопасность полётов гражданской авиации и намечены пути интеграции рассмотренных экономически эффективных методов с разрабатываемыми БАС для мониторинга, прогнозирования траектории движения космического мусора и борьбы с ним. Результаты работы могут найти применение для достижения технологического суверенитета Российской Федерации в области орбитальной безопасности и обеспечения устойчивого использования космического пространства.

**Конфликт интересов.** Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

## Список источников / References

1. Opiela John N. Orbital Debris Charts, January 2025. *NASA Orbital Debris Quarterly News*, 2025, vol. 29, issue 1, available at: [https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20250000968/downloads/TypeCharts\\_20250107\\_forPublication.xlsx](https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20250000968/downloads/TypeCharts_20250107_forPublication.xlsx) (accessed: 06.05.2026).
2. ICAO. Guidelines for the Long-term Sustainability of Outer Space Activities. UN Document A/AC.105/1292. 2023.
3. ESA Space Environment Report 2025, 9th edition, available at: [https://www.esa.int/Space\\_Safety/Space\\_Debris/ESA\\_Space\\_Environment\\_Report\\_2025](https://www.esa.int/Space_Safety/Space_Debris/ESA_Space_Environment_Report_2025) (accessed: 06.05.2026).
4. Kessler D. J., Cour-Palais B. G. Collision frequency of artificial satellites. *Journal of Geophysical Research*, 1978, vol. 83, iss. A6, pp. 2637–2646. <https://doi.org/10.1029/JA083iA06p02637>
5. Forshaw J. L., Aglietti G. S., Salmon T. et al. The RemoveDEBRIS ADR mission: Preparing for an international space station launch. *7th European Conference on Space Debris*, Apr 2017, Darmstadt, Germany, available at: <https://inria.hal.science/hal-01576084/document> (accessed: 06.05.2026).
6. Shan M., Guo J., Gill E. Review and comparison of active space debris capturing and removal methods. *Progress in Aerospace Sciences*, 2016, vol. 80, pp. 18–32. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2015.11.001>

7. Benvenuto R., Lavagna M. Flexible capture devices for medium to large debris active removal: simulations results to drive experiments. *Proceedings of the 12th Symposium on Advanced Space Technologies in Robotics and Automation*, ESA/ESTEC, 2013.
8. Phipps C. R., Baker K. L., Libby S. B. et al. Removing orbital debris with lasers. *Advances in Space Research*, 2012, vol. 49, iss. 9, pp. 1283–1300. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2012.02.003>
9. Bombardelli C., Peláez J. Ion beam shepherd for contactless space debris removal. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2011, vol. 34, iss. 3, pp. 916–920. <https://doi.org/10.2514/1.51832>
10. Aslanov V. S., Yudin V. V. Dynamics of large debris connected to space tug by a tether. *Acta Astronautica*, 2013, vol. 91, pp. 149–156. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2013.05.020>
11. Hakima H., Bazzocchi M. C. F., Emami M. R. A deorbiter CubeSat for active orbital debris removal. *Advances in Space Research*, 2018, vol. 61, iss. 9, pp. 2366–2377. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2018.02.021>
12. Lücking C., Colombo C., McInnes C. R. A passive satellite deorbiting strategy for medium earth orbit using solar radiation pressure and the J2 effect. *Acta Astronautica*, 2012, vol. 77, pp. 197–206. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2012.03.026>
13. Jericho Locke, Thomas J. Colvin, Laura Ratliff, Asaad AbdulHamid, Colin Samples. Cost and Benefit Analysis of Space Debris Mitigation. NASA, Report ID 20240003484, 2024, available at: <https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2024/05/2024-otps-cba-of-orbital-debris-phase-2-plus-svgs-v3-tjc-tagged.pdf> (accessed: 06.05.2026).
14. Two More On-orbit Fragmentations in 2022. *NASA Orbital Debris Quarterly News*, 2023, vol. 27, iss. 1, available at: [https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20230003009/downloads/ODQN%2027-1\\_final.pdf](https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20230003009/downloads/ODQN%2027-1_final.pdf) (accessed: 06.05.2026).
15. Stefanescu I. B., Constantinescu C. E., Pleter O. T. Assessing the risk of uncontrolled space debris re-entry: a case for airspace management and flight safety. *Journal of Physics: Conference Series*, 2024, vol. 2716, 012102. <https://doi.org/10.1088/1742-6596/2716/1/012102>
16. Ganguli G., Crabtree C., Rudakov L., Chappie S. A concept for elimination of small orbital debris. arXiv:1104.1401v2 [physics.space-ph], 2012. <https://doi.org/10.48550/arXiv.1104.1401>
17. Hou C., Yang Y., Yang Y., Li Y. Electromagnetic-launch-based method for cost-efficient space debris removal. *Open Astronomy*, 2020, vol. 29, no. 1, pp. 94–106. <https://doi.org/10.1515/astro-2020-0016>
18. Поletaев Н. И., Хоружий И. В. Исследование возможности применения плазменного рельсотрона для метания тел со сверхзвуковой скоростью // Труды ОИВТ РАН. 2018. № 4. С. 123–135. Poletaev N. I., Khoruziy I. V. Research on the possibility of using a plasma railgun to launch bodies at supersonic speeds. Bulletin of IIT RAS, 2018, no. 4, pp. 123–135. (In Russ.)
19. *ESA purchases world-first debris removal mission from start-up*. ESA Space Safety, 2020, available at: [https://www.esa.int/Space\\_Safety/ESA\\_purchases\\_world-first\\_debris\\_removal\\_mission\\_from\\_start-up](https://www.esa.int/Space_Safety/ESA_purchases_world-first_debris_removal_mission_from_start-up) (accessed: 06.05.2026).
20. SpinLaunch announces closing of \$30M in funding to accelerate the development of the meridian Space constellation, available at: <https://www.businesswire.com/news/home/20250818553463/en/> (accessed: 06.05.2026).
21. SpinLaunch and Sumitomo Form Strategic Partnership to Expand Global Commercialization of Sustainable, Low-Cost Space Solutions, available at: <https://www.sumitomocorp.com/en/europe/news/topics/2023/group/20230908> (accessed: 06.05.2026).
22. With a Bang, Navy begins tests on electromagnetic railgun prototype launcher. *Office of Naval Research News Release*, 2022, available at: <https://www.onr.navy.mil/media-center/news-releases/bang-navy-begins-tests-electromagnetic-railgun-prototype-launcher> (accessed: 06.05.2026).
23. Стало известно, когда начнут использовать ядерный буксир «Зевс» для освоения дальнего космоса. URL: <https://www1.ru/news/2024/11/25/stalo-izvestno-kogda-nacnut-ispolzovat-iadernyi-buksir-zevs-dlia-osvoeniia-dalnego-kosmosa.html> (дата обращения: 06.05.2026). It became known when they will start using the “Zeus” nuclear tug for deep space exploration, available at:

<https://www1.ru/news/2024/11/25/stalo-izvestno-kogda-nacnut-ispolzovat-iadernyi-buksir-zevs-dlia-osvoeniia-dalnego-kosmosa.html> (accessed: 06.05.2026). (In Russ.)

### **Информация об авторах**

**Фридлянд Александр Абрамович**, доктор экономических наук, кандидат технических наук, профессор, директор Научного центра, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, [info@aeroprogress.ru](mailto:info@aeroprogress.ru)

**Ермаков Константин Сергеевич**, кандидат экономических наук, доцент, заместитель начальника учебно-тренажёрного центра, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия, [k.ermakov@mstuca.ru](mailto:k.ermakov@mstuca.ru)

**Руссакова Екатерина Радиевна**, заместитель генерального директора, ООО «Университет 2050», Москва, Россия, [er.russakova@svo.aero](mailto:er.russakova@svo.aero)

**Антоневи́ч Георгий Георгиевич**, кандидат технических наук, главный конструктор, ООО «КБ-7», Москва, Россия, [g.antonevich@kb7.ru](mailto:g.antonevich@kb7.ru)

**Меланин Владимир Александрович**, кандидат экономических наук, доцент, заместитель директора Научного центра, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, [v.melanin@yandex.ru](mailto:v.melanin@yandex.ru)

### **Authors information**

**Fridlyand Aleksandr A.**, Doctor of Sciences (Economics), Candidate of Sciences (Engineering), Professor, Director of the Scientific Center, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, [info@aeroprogress.ru](mailto:info@aeroprogress.ru)

**Ermakov Konstantin S.**, Candidate of Sciences (Economics), Associate Professor, Deputy Head of the Training Center, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, [k.ermakov@mstuca.ru](mailto:k.ermakov@mstuca.ru)

**Russakova Ekaterina R.**, Deputy General Director, University 2050 LLC, Moscow, Russia, [er.russakova@svo.aero](mailto:er.russakova@svo.aero)

**Antonevich Georgy G.**, Candidate of Sciences (Engineering), Chief Designer, KB-7 LLC, Moscow, Russia, [g.antonevich@kb7.ru](mailto:g.antonevich@kb7.ru)

**Melanin Vladimir A.**, Candidate of Sciences (Economics), Associate Professor, Deputy Director of the Scientific Center, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, [v.melanin@yandex.ru](mailto:v.melanin@yandex.ru)

*Статья поступила в редакцию 07.11.2025; одобрена после рецензирования 16.01.2026; принята к публикации 27.05.2026.*

*The article was submitted 07.11.2025; approved after reviewing 16.01.2026; accepted for publication 27.05.2026.*

Научная статья  
УДК 004.8:629.7

## РАЗРАБОТКА ИНЖЕНЕРНОГО ФРЕЙМВОРКА ДЛЯ СЕРТИФИКАЦИИ СИСТЕМ ИСКУССТВЕННОГО ИНТЕЛЛЕКТА В ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

А. А. ФРИДЛЯНД<sup>1</sup>, К. С. ЕРМАКОВ<sup>2</sup>, Е. Р. РУССАКОВА<sup>3</sup>, В. А. МЕЛАНИН<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

<sup>2</sup> Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия

<sup>3</sup> ООО «Университет 2050», Москва, Россия

**Аннотация.** Интеграция систем искусственного интеллекта (ИИ) и машинного обучения (МО) в безопасно-критичные авиационные системы представляет собой комплексную инженерную и нормативную проблему. Необходимость совмещения гибкой, итеративной и основанной на данных природы разработки ИИ с консервативными, строго регламентированными процессами сертификации требует создания новых методологических подходов. В статье проведён сравнительный анализ существующих инженерных фреймворков: традиционной V-модели, адаптированного W-процесса EASA и философии DevOps/MLOps. Выявлены их сильные стороны, ограничения и точки соприкосновения применительно к задачам сертификации в авиации. На основе проведённого анализа разработан расширенный интегративный инженерный фреймворк, органично сочетающий строгость и доказательность процессов сертификации с гибкостью, итеративностью и ориентацией на полный жизненный цикл, присущими современным подходам к разработке ИИ. Особое внимание уделено фундаментальным концепциям безопасного проектирования (Concept of Operations, Operational Domain, Operational Design Domain), их роли в формировании требований и валидации, а также адаптации фреймворка к реалиям нормативно-правового поля, технологическим вызовам и кадровым возможностям в Российской Федерации. Практическая применимость фреймворка проиллюстрирована на примере разработки системы ACAS Xu для беспилотных авиационных систем (БАС). Разработанный подход направлен на обеспечение технологического суверенитета и конкурентоспособности отечественной авиационной промышленности в условиях глобальной цифровой трансформации.

**Ключевые слова:** искусственный интеллект, гражданская авиация, сертификация, инженерный фреймворк, V-модель, W-процесс, область эксплуатационных условий для безопасной работы, информационная безопасность, беспилотная авиационная система, интеллектуальные транспортные системы

**Для цитирования:** Фридлянд А. А., Ермаков К. С., Руссакова Е. Р., Меланин В. А. Разработка инженерного фреймворка для сертификации систем искусственного интеллекта в гражданской авиации Российской Федерации // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2026. № 54. С. 137–147.

Original article

## DEVELOPMENT OF AN ENGINEERING FRAMEWORK FOR CERTIFICATION OF ARTIFICIAL INTELLIGENCE SYSTEMS IN CIVIL AVIATION OF THE RUSSIAN FEDERATION

A. A. FRIDLJAND<sup>1</sup>, K. S. ERMAKOV<sup>2</sup>, E. R. RUSSAKOVA<sup>3</sup>, V. A. MELANIN<sup>1</sup>

<sup>1</sup> *The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia*

<sup>2</sup> *Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia*

<sup>3</sup> *LLC University 2050, Moscow, Russia*

**Abstract.** The integration of artificial intelligence (AI) and machine learning (ML) systems into safety-critical aviation systems is a complex engineering and regulatory problem. The need to combine the flexible, iterative, and data-driven nature of AI development with conservative, strictly regulated certification processes requires the creation of new methodological approaches. The article provides a comparative analysis of existing engineering frameworks: the traditional V-model, the adapted W-process of EASA, and the DevOps/MLOps philosophy. Their strengths, limitations, and points of intersection in relation to aviation certification tasks are identified. Based on the analysis, an extended integrated engineering framework has been developed, organically combining the rigor and evidentiary nature of certification processes with the flexibility, iterativeness, and focus on the full life cycle inherent in modern AI development approaches. Special attention is paid to the fundamental concepts of safe design (ConOps, Operational Domain, Operational Design Domain), their role in requirements formation and validation, as well as the adaptation of the framework to the realities of the regulatory field, technological challenges, and personnel capabilities in the Russian Federation. The practical applicability of the framework is illustrated by the example of developing an ACAS Xu system for unmanned aircraft systems. The proposed approach aims to ensure technological sovereignty and competitiveness of the domestic aviation industry in the context of global digital transformation.

**Keywords:** artificial intelligence, civil aviation, certification, engineering framework, V-model, W-process, Operational Design Domain, cybersafety, Unmanned Aircraft System, intelligent transport systems

**For citation:** Fridlyand A. A., Ermakov K. S., Russakova E. R., Melanin V. A. Development of an engineering framework for certification of artificial intelligence systems in civil aviation of the Russian Federation. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2026, no. 54, pp. 137–147. (In Russ.)

## Введение

Современная гражданская авиация находится в стадии глубокой цифровой трансформации, движимой внедрением передовых технологий, среди которых центральное место занимают искусственный интеллект (ИИ) и машинное обучение (МО). Эти технологии открывают значительные перспективы для повышения безопасности полётов за счёт прогнозирования отказов, оптимизации траекторий, улучшения ситуационной осведомлённости экипажа и диспетчеров, а также автоматизации рутинных операций. Реализация таких проектов, как «Цифровая авиакомпания», «Беспилотная авиация» и «Аэронет» в рамках государственных программ («Цифровая экономика», «Национальная технологическая инициатива»), создаёт устойчивый спрос на интеллектуальные авиационные системы.

Однако интеграция ИИ в безопасно-критичные<sup>1</sup> авиационные системы сталкивается с необходимостью совместить инновационную, итеративную и зачастую недетерминированную природу разработки ИИ с консервативными, строго регламентированными и доказательными процессами сертификации, исторически сложившимися в авиационной отрасли. Традиционные инженерные фреймворки, такие как V-модель, закреплённые в международных (ARP4754, DO-178C) и российских нормативных документах (Авиационные правила<sup>2</sup>), обеспечивают строгий контроль, полную прослеживаемость требований и тщательное документирование. Однако

<sup>1</sup> Это системы, сбой или неправильная работа которых могут привести к гибели людей, значительному ущербу окружающей среде, катастрофическим финансовым потерям или разрушению важных инфраструктурных объектов.

<sup>2</sup> Авиационные правила. Часть 25. Нормы лётной годности самолётов транспортной категории (АП-25). Москва: Федеральное агентство воздушного транспорта, 2022. 355 с.

их линейная, предопределённая структура становится серьёзным ограничением для систем ИИ, где центральную роль играют данные, а модель эволюционирует в ходе итеративного процесса обучения.

В ответ на этот вызов Европейское агентство безопасности полётов (EASA) предложило W-образный процесс, адаптирующий V-модель для задач ИИ/МО [1]. Параллельно в индустрии программного обеспечения получили распространение подходы DevOps и его специализированные производные для ИИ (MLOps, SafeOps), нацеленные на непрерывную интеграцию, поставку и мониторинг продукта [2, 3].

Актуальность настоящей работы продиктована необходимостью формирования целостной методологической основы, которая органично сочетала бы строгость процессов, предписываемых сертификационными требованиями гражданской авиации, с гибкостью, адаптивностью и ориентацией на данные, свойственными современным практикам разработки и эксплуатации ИИ-систем. В данной обстановке создание и адаптация отечественных стандартов, фреймворков и инструментария для сертифицируемого ИИ приобретают стратегическое значение для обеспечения технологического суверенитета и конкурентоспособности авиапромышленности и транспортного комплекса Российской Федерации.

Цель работы – разработка расширенного интегративного фреймворка (РИФ) для создания и сертификации систем ИИ в гражданской авиации РФ. Для её достижения выполнен комплексный анализ существующих инженерных фреймворков (V-модель, W-процесс EASA, DevOps/MLOps), выявлены их сильные стороны, ограничения и точки соприкосновения, на основе чего синтезирована структура РИФ, интегрирующая достоинства рассмотренных подходов в единый управляемый цикл.

## **Анализ существующих инженерных фреймворков для создания безопасно-критичных систем**

### *1. V-модель: золотой стандарт и его границы применимости к ИИ*

V-образная модель, регламентированная отраслевыми стандартами (ARP4754 [4], DO-178C [5]) и авиационными правилами (АП), представляет собой структурную схему взаимодействия процессов разработки и тестирования. Этапы проектирования («нисходящая левая ветвь» в символическом представлении модели) и этапы верификации/валидации («восходящая правая ветвь») в данной модели симметричны и неразрывно связаны. Такой подход закладывает фундамент для доказательства безопасности создаваемых систем, поскольку гарантирует полную прослеживаемость требований, систематическое планирование процедур верификации и валидации (V&V), а также строго регламентированный документооборот. Однако для систем, основанных на ИИ, V-модель обладает следующими фундаментальными недостатками.

Неитеративность процесса. Жёсткая структура V-модели предполагает фиксацию исчерпывающих требований на начальных этапах жизненного цикла, что вступает в противоречие с исследовательской и эмпирической природой разработки систем искусственного интеллекта. Последняя характеризуется итеративным экспериментированием со стороны специалиста по данным (Data Scientist) с архитектурами моделей, наборами данных и гиперпараметрами.

Кодоцентричность в ущерб управлению данными. В рамках классического процесса данные не идентифицируются как критически значимый фактор, вследствие чего они остаются вне сферы формализованного управления, версионирования<sup>3</sup> и валидации.

---

<sup>3</sup> Версионирование – это процессы создания нескольких версий объектов, управления ими и отслеживания версий во времени с сохранением возможности возвращаться к предыдущим состояниям. Это позволяет контролировать изменения, сохранять историю объектов и обеспечивать прозрачность процессов.

Сложность валидации недетерминированных выходов. Валидация ИИ-системы как правило, сводится к статистической оценке качества её работы на репрезентативной выборке данных, что требует принципиально иного подхода к тестированию в сравнении с проверкой соответствия формальной спецификации.

## 2. W-образный процесс EASA: шаг в сторону адаптации

Осознавая ограничения V-модели, EASA предложила W-образный процесс, представляющий собой два сопряжённых V-цикла: один ориентирован на традиционные компоненты, второй – на компоненты, реализованные с применением методов ИИ и МО. К числу ключевых инноваций данного подхода относятся:

- явное выделение специализированных этапов жизненного цикла ИИ/МО-составляющей: «Требования, выделенные для ИИ/МО», «Управление данными», «Управление процессом обучения», «Обучение модели»;
- внедрение итеративности в рамках фазы обучения, допускающей организацию циклов обратной связи;
- концепция «обеспечения обучаемости» (Learning Assurance), направленная на гарантирование корректности процесса обучения.

Вместе с тем W-процесс обладает рядом ограничений, впервые отмеченных в [1] и развитых в дорожной карте EASA [6]:

- преимущественная ориентация на парадигму обучения, при котором модель учится решать задачу, опираясь на примеры с уже известными ответами (supervised learning) при слабой адаптируемости к обучению с подкреплением<sup>4</sup> (reinforcement learning);
- фокусирование исключительно на стадиях разработки и тестирования при отсутствии явно специфицированных этапов выпуска, развёртывания, эксплуатации и мониторинга функционирующей системы;
- наличие целей обеспечения обучаемости, которые могут оказаться эмпирически невалидируемыми либо верифицируемыми с неприемлемо высокими затратами ресурсов.

## 3. Философия DevOps и её производные для ИИ: культура непрерывности

DevOps представляет собой организационно-культурную практику, направленную на устранение разрыва между разработкой и эксплуатацией посредством реализации постоянного цикла непрерывной интеграции, доставки и развёртывания программного обеспечения (Continuous Integration / Continuous Delivery / Continuous Deployment, CI/CD), включающего этапы планирования, кодирования, сборки, тестирования, выпуска, развёртывания, эксплуатации и мониторинга (Plan, Code, Build, Test, Release, Deploy, Operate, Monitor), составляющих жизненный цикл разработки программного обеспечения. Ключевыми принципами данной методологии выступают всеобъемлющая автоматизация, короткие итерации и обеспечение быстрой обратной связи от производственной среды.

Применительно к системам ИИ экосистема DevOps породила ряд специализированных методологических ответвлений.

*MLOps* трактуется как методология ввода моделей МО в промышленную эксплуатацию. В круг её задач входят: версионирование наборов данных и моделей, построение воспроизводимых вычислительных конвейеров, а также отслеживание дрейфа данных и смещения концептуальной модели – изменений статистических свойств входных данных в производственной среде со временем по сравнению с данными обучения, которые изначально использовались для построения модели [2].

*SafeOps* определяется как концепция «непрерывной безопасности», предусматривающая имплементацию практик обеспечения информационной безопасности на всех стадиях жизненного цикла автономных систем [3].

<sup>4</sup> Метод обучения, при котором система учится принимать оптимальные решения через взаимодействие со средой, через опыт, в отличие от обучения с учителем, где правильный результат заранее известен, и от обучения без учителя, где модель ищет внутренние закономерности в данных.

Привлекательность DevOps-подходов для разработки ИИ-систем обусловлена их гибкостью и ориентацией на обратную связь, поступающую из реальной эксплуатации. Тем не менее прямое применение данных практик в авиационной отрасли сопряжено с фундаментальными препятствиями, а именно: необходимостью соблюдения фиксированных требований для сертификации, длительными циклами V&V, законодательными ограничениями на частое обновление бортовых систем, а также принципиальной невыполнимостью базовых для DevOps требований к детерминизму и прослеживаемости в условиях стохастической природы ИИ-компонентов.

*Сравнительный анализ W-процесса и DevOps*

Для интеграции сильных сторон обоих подходов проведено их детальное сравнение (табл. 1).

Табл. 1. Сравнительный анализ W-образного процесса и DevOps цикла

Критерий	W-образный процесс (EASA)	DevOps цикл
Философия	Строгий, документированный, сертифицируемый процесс	Гибкая, итеративная культура непрерывного улучшения
Структура	Линейно-итеративная, с чётким началом и концом	Циклическая, бесконечная петля (Plan → Code → ... → Monitor)
Документация	Исчерпывающая, формальная, первичный артефакт для аудита	«Документация как код», акцент на автоматизации
Тестирование	Формальная V&V, исчерпывающее тестирование	Автоматизированное тестирование, интегрированное в CI/CD
Обратная связь	Предопределённые циклы в рамках обучения модели	Непрерывная, быстрая обратная связь из производственной среды
Длина итерации	Месяцы или годы (полный цикл до сертификации)	Дни или недели (спринты)
Эксплуатация	Не охвачена явно, рассматривается как отдельная фаза	Центральная часть цикла (Operate, Monitor)
Применимость	Разработан специально для авиации, совместим со стандартами	В чистом виде неприменим, требует глубокой адаптации

Анализ показывает, что подходы являются комплементарными: W-процесс обеспечивает необходимый для сертификации каркас строгости, а DevOps привносит культуру непрерывности и ориентацию на полный жизненный цикл.

**Фундаментальные концепции для проектирования безопасно-критичных систем искусственного интеллекта: ConOps, OD и ODD**

Обеспечение безопасности системы на основе ИИ начинается с чёткого определения её целей, условий функционирования и границ применимости. Критическую роль в решении данной задачи играют три взаимосвязанные концепции, регламентируемые современными отраслевыми практиками [1, 6].

1. *Концепция операций* (Concept of Operations, ConOps). Представляет собой документ высокого уровня, описывающий целевую функциональность проектируемой системы с позиции оператора, механизмы её интеграции в существующие рабочие процессы, а также ожидаемые характеристики поведения. ConOps выполняет функцию связующего звена между бизнес-требованиями и техническими спецификациями системы. В российской практике как функциональный аналог ConOps может рассматриваться тактико-техническое задание (ТТЗ).

2. *Операционная область* (Operational Domain, OD). Определяется как формализованное описание всей совокупности условий, в которых система в целом должна сохранять безопасное функционирование. Данное описание охватывает факторы внешней среды, характеристики воздушного пространства, параметры воздушного судна (ВС), а также множество взаимодействующих агентов. Разработка машиночитаемого представления OD, в частности, на базе формальных онтологий или спецификаций типа OpenODD, создаёт предпосылки для автоматической генерации тестовых сценариев и реализации мониторинга времени выполнения (runtime monitoring) указанных операций.

3. *Область проектирования* (Operational Design Domain, ODD). Трактуются как формальное описание условий, для которых конкретный ИИ-компонент был спроектирован, обучен и валидирован (в интерпретации EASA). Принципиально важным является соотношение ODD и OD: ODD может являться как подмножеством, так и надмножеством OD в зависимости от архитектурных решений. Строгое определение ODD является базой для формирования репрезентативных наборов данных и построения стратегий мониторинга целостности ИИ-компонента.

### Нормативы, вызовы и стратегические инициативы в Российской Федерации

Внедрение ИИ в гражданскую авиацию РФ происходит в уникальных условиях, характеризующихся стремлением к технологическому суверенитету и необходимостью соблюдения международных стандартов безопасности.

#### *Нормативно-правовое регулирование.*

Главным регулятором является Федеральное агентство воздушного транспорта (Росавиация). Основой сертификации служат Федеральные авиационные правила (ФАП), гармонизированные со стандартами ИКАО. На текущий момент отсутствуют специализированные ФАП, напрямую регламентирующие сертификацию систем ИИ/МО, что создаёт нормативную неопределённость. Ведутся активные работы по изучению и адаптации опыта EASA и FAA. В среднесрочной перспективе ожидается появление национальных руководящих материалов по валидации данных, обеспечению обучаемости и тестированию ИИ-компонентов.

#### *Технологические вызовы и инициативы.*

*Импортозамещение программного обеспечения и инструментария:* критически важна разработка отечественных инструментов класса MLOps, платформ для управления данными и экспериментов, доработанных с учётом требований к детерминизму и сертификации [4, 5].

Формирование и валидация наборов данных сопряжены с объективным ограничением доступа к реальным эксплуатационным данным. В этих условиях стратегическую значимость приобретает развитие технологий цифровых двойников ВС и воздушного пространства, разрабатываемых ведущими отечественными научными организациями: Центральным аэродинамическим институтом имени профессора Н. Е. Жуковского (ЦАГИ), Сибирским научно-исследовательским институтом авиации имени С. А. Чаплыгина (СибНИА), Московским авиационным институтом (национальным исследовательским университетом) (МАИ), Московским физико-техническим институтом (национальным исследовательским университетом) (МФТИ) и Московским государственным техническим университетом гражданской авиации (МГТУ ГА). Применение данных технологий открывает возможность генерации синтетических данных, в том числе для моделирования и тестирования поведения проектируемой системы в экстремальных и редко встречающихся ситуациях.

*Кибербезопасность и устойчивость.* Обеспечение защищённости систем ИИ от состязательных атак<sup>5</sup> представляет собой одну из приоритетных задач безопасного проектирования.

<sup>5</sup> Состязательные атаки (adversarial attacks) – это методы воздействия на модели машинного обучения путём внесения незначительных искажений во входные данные, которые незаметны для человека, но заставляют модель давать неверные результаты.

Фундаментальные принципы «безопасности, закладываемой при проектировании» (Security-by-Design) и «отказоустойчивости, закладываемой при проектировании» (Resilience-by-Design) должны быть имманентно встроены в методический фреймворк, предназначенный для создания безопасно-критичных систем, охватывая как методы тестирования системы на устойчивость к возмущающим воздействиям, так и механизмы обнаружения аномалий во время функционирования системы (runtime anomaly detection).

*Стратегические программы.* Развитие технологий ИИ в авиационной отрасли осуществляется в русле государственных программ «Цифровая экономика Российской Федерации» и «Развитие авиационной промышленности до 2030 года». Реализуемые в их рамках проекты в области беспилотных авиационных систем (БАС), интеллектуальных («умных») аэропортов, а также систем организации воздушного движения (Air Traffic Management, ATM) и управления движением беспилотных воздушных судов (Unmanned Aircraft System Traffic Management, UTM) формируют устойчивый спрос на сертифицируемые ИИ-решения.

*Кадровый потенциал.* Необходима подготовка новой генерации специалистов, квалифицируемых как «ИИ-инженеры для авиации» и сочетающих компетенции в области науки о данных (data science), программной инженерии (software engineering), авиационных систем и нормативно-сертификационных требований. Ведущие отраслевые университеты – МГТУ ГА, МАИ, МФТИ и Университет Иннополис – уже осуществляют внедрение междисциплинарных образовательных программ данного профиля. Лидерство перечисленных вузов обусловлено их исторически сложившейся ролью в подготовке кадров для аэрокосмической отрасли (МАИ, МГТУ ГА), признанным статусом центров фундаментальной и прикладной науки в области математического моделирования и ИИ (МФТИ, Университет Иннополис), а также наличием стратегических партнёрств с ключевыми предприятиями авиастроения и цифровой экономики. Наряду с подготовкой молодых специалистов существенное значение приобретает переподготовка действующих авиационных инженеров и специалистов сертификационных органов.

### Взаимосвязь критичности системы (DAL) и подхода к разработке ИИ

В авиационной отрасли степень влияния отказа компонента или системы на безопасность полёта традиционно оценивается посредством присвоения уровня обеспечения качества разработки (Development Assurance Level, DAL), регламентированного отраслевыми стандартами ARP4754 [4] и DO-178C [5]. Параллельно с этим EASA предлагает классификацию приложений ИИ по уровням автономности [1, 6]. Характер взаимосвязи между указанными классификациями – DAL и уровнем автономности ИИ-компонента – определяет требуемую глубину и строгость процессов, регламентируемых в рамках методического фреймворка (табл. 2).

Табл. 2. Взаимосвязь DAL и классификации ИИ-приложений (EASA) и её влияние на жизненный цикл систем ИИ

Уровень	Описание (DAL)	Уровень ИИ (EASA)	Влияние на процесс во фреймворке
DAL A	Катастрофические последствия	Уровень 3 (Продвинутая автоматизация)	Предусматривается наиболее строгий процесс V&V с обязательным применением формальных методов; обновления требуют полной пересертификации; обязателен мониторинг в режиме выполнения (runtime-мониторинг)
DAL B	Опасные последствия	Уровень 2 или 1	Строгий процесс V&V. Обновления требуют значительной валидации. Мониторинг обязателен. Развёртывание во время планового технического обслуживания (ТО).

Окончание табл. 2

Уровень	Описание (DAL)	Уровень ИИ (EASA)	Влияние на процесс во фреймворке
DAL C	Крупные последствия	Уровень 1 или 2	Стандартный процесс V&V. Обновления требуют валидации. Рекомендован мониторинг.
DAL D	Малые последствия	Уровень 1	Упрощённый процесс V&V. Обновления через упрощённую процедуру. Мониторинг желателен.
DAL E	Без последствий для безопасности	Уровень 1	Минимальные требования. Обновления возможны «по воздуху» (over-the-air, OTA). Мониторинг – на усмотрение разработчика.

По результатам проведённого анализа разработан расширенный инженерный фреймворк (РИФ), обеспечивающий интеграцию этапов и принципов W-процесса EASA, DevOps-подхода и системной инженерии в единый управляемый цикл.

РИФ можно представить в виде спиральной модели, где этапы 1–4 образуют цикл, повторяющийся для каждой эволюционной итерации системы, обеспечивая непрерывное улучшение на основе эксплуатационного опыта.

### Совместимость проекта РИФ с международными стандартами и пример применения

#### 1. Совместимость с Machine Learning Development Lifecycle (MLDL).

Спроектированный РИФ концептуально совместим с разрабатываемым международным стандартом Machine Learning Development Lifecycle (MLDL, EUROCAE/SAE G-34/WG-114). Стандарт MLDL детально регламентирует содержательные процессы жизненного цикла ИИ-системы, включая формирование требований, управление данными и процедуры V&V. В свою очередь РИФ задаёт высокоуровневую архитектуру жизненного цикла, определяя точки и механизмы интеграции указанных процессов в единый управляемый цикл. Процессы, специфицированные MLDL, органично встраиваются в Этап 2 РИФ (табл. 3). Принципиальным дополнением РИФ по отношению к MLDL выступают явное включение операционной фазы, предусматривающей непрерывный мониторинг функционирования системы, а также отправная точка жизненного цикла в виде ConOps.

2. Пример применения: фреймворка: разработка и эволюция системы ACAS Xu для беспилотной авиационной системы (БАС).

Проиллюстрируем практическую применимость РИФ на гипотетическом, но репрезентативном примере создания системы предотвращения столкновений ACAS Xu (Airborne Collision Avoidance System Xu) для БАС, выполняющей задачу мониторинга магистрального трубопровода.

ConOps: автономное предотвращение столкновений с пилотируемыми и беспилотными ВС в условиях отсутствия устойчивого канала связи с оператором.

OD: нижнее воздушное пространство вне контролируемых аэродромных зон, визуальные метеорологические условия, характерные для полётов на малых высотах.

ODD: на первой итерации – ограниченный класс типовых БАС самолётного типа с заданным диапазоном лётно-технических характеристик (скорость, манёвренность), траектории движения которых могут быть описаны в рамках специфицированной динамической модели.

Разработка (Этап 1): нейросетевой алгоритм предотвращения столкновений обучается с использованием reinforcement learning в среде цифрового двойника-симулятора. Среда генерирует миллионы стохастических сценариев сближения, варьируя параметры траекторий, начальные условия и характеристики взаимодействующих агентов. Процесс носит итеративный характер: результаты V&V на представительной выборке сценариев инициируют циклы дообучения и оптимизации модели.

Табл. 3. Структура расширенного инженерного фреймворка для разработки сертифицируемых систем ИИ

Этап	Ключевые активности	Основные артефакты / результаты	Связь с другими этапами / итеративность	Роль принципов
0. Предпроектный анализ	Обоснование целесообразности применения методов ИИ; формирование междисциплинарной команды разработки	Технико-экономическое обоснование (ТЭО); утвержденный состав и распределение ролей участников команды	Отправная точка жизненного цикла. Результаты анализа определяют цели и границы Этапа 1	–
1. Инициация и определение границ	Разработка CopOps; формализация OD; определение ODD для ИИ-компонента; верификация указанных документов	Утвержденная CopOps; машиночитаемое описание OD; спецификация ODD	Фундамент последующих этапов. Внесение изменений в CopOps/OD/ODD инициирует пересмотр ниже лежащих этапов. ODD определяет требования к данным и сценариям тестирования на Этапе 2	W-процесс EASA: определение границ системы и формирование требований. Системная инженерия: целенаправленная работа с заинтересованными сторонами (стейкхолдерами)
2. Итеративная разработка и обеспечение гарантий (assurance) ИИ-компонента (Ядро)	Нисходящая ветвь (разработка): управление данными, обучение модели, оптимизация гиперпараметров. Восходящая ветвь (V&V): тестирование данных, верификация процесса обучения, валидация обученной модели	Версионированные наборы данных; журналы экспериментов (MLOps); обученная модель; отчёты о V&V	Итеративный цикл внутри этапа: результаты V&V инициируют корректировку данных и/или процедуры обучения. При необходимости осуществляется возврат к уточнению ODD (Этап 1)	W-процесс EASA: прямое соответствие этапам «Управление данными», «Управление процессом обучения», «Обучение модели» с усиленной итеративностью. MLOps: автоматизация вычислительных конвейеров, версионирование данных и моделей, мониторинг дрейфа
3. Операционная фаза и непрерывный мониторинг	Выпуск и развёртывание (Release and Deploy): сертификация компонента, развёртывание в эксплуатационной среде (стратегия определяется уровнем DAL). Эксплуатация и мониторинг (Operate and Monitor): функциональный мониторинг и мониторинг в режиме выполнения (runtime-мониторинг) на предмет соответствия OD/ODD	Сертификат типа; план развёртывания; система мониторинга; журналы эксплуатации	Ключевой источник обратной связи: данные мониторинга поступают на вход Этапа 4	DevOps: реализация полного цикла Release → Deploy → Operate → Monitor. SafeOps: акцент на непрерывный мониторинг безопасности в режиме выполнения (runtime security monitoring)
4. Анализ и новый виток развития	Анализ данных эксплуатационного мониторинга; выявление областей для улучшения; принятие решения о запуске новой итерации жизненного цикла	Отчёт по результатам анализа; обновлённые редакции CopOps, OD и/или ODD; план работ на следующую итерацию	Замыкание цикла. Результаты анализа запускают новую итерацию с Этапа 1 (актуализация границ) либо Этапа 2 (дообучение модели). Формирует спиральную модель эволюционного развития системы	DevOps / MLOps: реализация культуры непрерывного улучшения (continuous improvement). Гибкие методологии (Agile): итеративный подход к эволюции системы на основе эксплуатационного опыта

Сертификация (Этап 2): для уровня критичности DAL В (опасные последствия отказа) выполняется демонстрация соответствия требованиям безопасности посредством комбинации формальной верификации критических свойств алгоритма и исчерпывающего симуляционного тестирования в границах заявленной ODD.

Эксплуатация и мониторинг (Этап 3): сертифицированная модель фиксируется («замораживается») и развёртывается на борту БАС. В процессе эксплуатации система осуществляет непрерывный runtime-мониторинг, отслеживая соответствие текущих параметров полётной обстановки заданной ODD. Данные о срабатываниях системы, а также о случаях приближения к границам ODD передаются в наземный центр сбора и анализа.

Улучшение (Этап 4): на основе анализа эксплуатационных данных выявляется систематическое ухудшение качества распознавания ВС нового типа, отсутствовавшего в обучающей выборке первой итерации. ODD уточняется и расширяется. Модель дообучается в среде цифрового двойника с включением сценариев, содержащих новый тип ВС. Иницируется новый виток цикла РИФ, результатом которого становится сертификация усовершенствованной версии ИИ-компонента; развёртывание обновления осуществляется в период планового технического обслуживания БАС.

## Заключение

Внедрение ИИ в безопасно-критичные авиационные системы представляет собой комплексную инженерную, нормативно-правовую и организационную проблему. Традиционная V-модель структурно недостаточна для динамической, основанной на данных природы ИИ-разработки. W-процесс, предложенный EASA, является важным шагом вперёд, однако не охватывает полный жизненный цикл системы.

Авторами настоящей статьи разработан РИФ – расширенный интегративный инженерный фреймворк, позиционируемый как целостная методология создания, сертификации и долгосрочной эксплуатационной поддержки ИИ-систем в гражданской авиации Российской Федерации. Ключевые преимущества фреймворка заключаются в следующем:

- системный подход на основе концепции операций, обеспечивающий согласование целевого видения между всеми заинтересованными сторонами;
- формализация и управление эксплуатационными границами посредством спецификации операционной области и области проектирования, что создаёт объективную основу для тестирования и мониторинга в режиме выполнения;
- интеграция итеративной W-модели и цикла DevOps, формирующая спиральную модель жизненного цикла, нацеленную на эволюционное повышение безопасности и адаптивности системы;
- акцент на постсертификационное развитие и принцип «безопасность, закладываемая при проектировании», реализуемый через замкнутый контур непрерывного улучшения на основе эксплуатационного опыта;
- практичность и адаптивность, выражающиеся в дифференциации глубины и строгости процессов в зависимости от DAL, присвоенного компоненту.

Успешная реализация данного фреймворка требует консолидации усилий регулятора (Росавиация), отраслевых промышленных объединений, научно-исследовательских институтов и транспортных высших учебных заведений. РИФ представляет собой эволюционирующую концептуальную основу, открытую для адаптации по мере накопления отраслевого опыта, и рассматривается авторами как необходимый шаг к обеспечению технологического суверенитета Российской Федерации в условиях цифровой трансформации авиационной отрасли

**Конфликт интересов.** Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

## Список источников / References

1. European Union Aviation Safety Agency (EASA). Concept Paper: First usable guidance for Level 1 machine learning applications. Cologne, Germany, 2021, pp. 67–74, available at: <https://www.easa.europa.eu/en/easa-concept-paper-first-usable-guidance-level-1-machine-learning-applications-proposed-issue-01pdf#group-downloads> (accessed: 23.05.2026).
2. Kreuzberger D., Kuhl N., Hirschl S. Machine Learning Operations (MLOps): overview, definition, and architecture. *IEEE Access*, 2023, vol. 11, pp. 31866–31879.
3. Myklebust T., Stalhane T., Hanssen G. K. Agile safety case and devops for the automotive industry. *Proceedings of the 30th European Safety and Reliability Conference (ESREL 2020)*, pp. 4652–4657. <https://rpsonline.com.sg/proceedings/9789811485930/html/3495.xml>
4. SAE International. Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems (ARP4754B). Warrendale, PA, USA, 2023.
5. RTCA, Inc. Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification (DO-178C). Washington, DC, USA, 2011.
6. European Union Aviation Safety Agency (EASA). Artificial Intelligence Roadmap 2.0. Cologne, Germany, 2023, available at: <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/general-publications/easa-artificial-intelligence-roadmap-20> (accessed: 23.05.2026).

## Информация об авторах

**Фридлянд Александр Абрамович**, доктор экономических наук, кандидат технических наук, профессор, директор Научного центра, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, [info@aeroprogress.ru](mailto:info@aeroprogress.ru)

**Ермаков Константин Сергеевич**, кандидат экономических наук, доцент, заместитель начальника учебно-тренажерного центра, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия, [k.ermakov@mstuca.ru](mailto:k.ermakov@mstuca.ru)

**Руссакова Екатерина Радиевна**, заместитель генерального директора, ООО «Университет 2050», Москва, Россия, [info@2050.university](mailto:info@2050.university)

**Меланин Владимир Александрович**, кандидат экономических наук, доцент, заместитель директора Научного центра, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, [v.melanin@yandex.ru](mailto:v.melanin@yandex.ru)

## Authors information

**Fridlyand Aleksandr A.**, Doctor of Sciences (Economics), Candidate of Sciences (Engineering), Professor, Director of the Scientific Center, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, [info@aeroprogress.ru](mailto:info@aeroprogress.ru)

**Ermakov Konstantin S.**, Candidate of Sciences (Economics), Associate Professor, Deputy Head of the Training Center, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, [k.ermakov@mstuca.ru](mailto:k.ermakov@mstuca.ru)

**Russakova Ekaterina R.**, Deputy General Director, LLC University 2050, Moscow, Russia, [info@2050.university](mailto:info@2050.university)

**Melanin Vladimir A.**, Candidate of Sciences (Economics), Associate Professor, Deputy Director of the Scientific Center, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, [v.melanin@yandex.ru](mailto:v.melanin@yandex.ru)

*Статья поступила в редакцию 19.01.2026; одобрена после рецензирования 31.03.2026; принята к публикации 27.05.2026.  
The article was submitted 19.01.2026; approved after reviewing 31.03.2026; accepted for publication 27.05.2026.*

Зарегистрирован Федеральной службой по надзору в сфере связи,  
информационных технологий и массовых коммуникаций (Роскомнадзор)  
Свидетельство о регистрации средства массовой информации ПИ № ФС77-61476 от 24 апреля 2015 г.

---

Подписано в печать 29.05.2026

Печать офсетная  
16,3 усл. печ. л.

Формат 60x84 1/8  
Заказ № 26-38е

11,6 уч.-изд. л.  
Тираж 70 экз.

---

Изготовлено и оформлено: ООО «Типография Миттель Пресс»

e-mail: [mittelpress@mail.ru](mailto:mittelpress@mail.ru)

Автор вёрстки: Михеева А. В.