

**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 (№ 353)**

**№ 42**

**Москва  
2023**

ББК 39.5

НЗ4

## Научный вестник ГосНИИ ГА

Основан в 1952 году

Учредитель. Издатель. Редакция:

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

Founder, Publisher, Editorial board:

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

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

-----

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

Подписной индекс в Интернет-каталоге  
«Пресса России» 70663  
© ФГУП Государственный НИИ гражданской авиации, 2023

## Редакционная коллегия

<b>Главный редактор</b>	– А. В. Максименко, канд. социол. наук (ГосНИИ ГА)
<b>Зам. главного редактора</b>	– А. А. Богоявленский, д-р техн. наук (ГосНИИ ГА)
<b>Ответственный секретарь</b>	– И. Н. Шестаков, д-р техн. наук (ГосНИИ ГА)

## 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*)
- В. И. Горбаченко, д-р техн. наук, проф. (*ПГУ, Пенза, Россия*)
- М. С. Громов, лауреат Премии Правительства Российской Федерации в области науки и техники, заслуженный работник транспорта Российской Федерации, канд. техн. наук (*ГосНИИ ГА, Москва, Россия*)
- С. В. Далецкий, заслуженный работник транспорта Российской Федерации, д-р техн. наук, проф. (*ГосНИИ ГА, Москва, Россия*)
- А. В. Кан, канд. техн. наук (*Национальный исследовательский центр «Институт им. Н. Е. Жуковского», Москва, Россия*)
- Е. Е. Карсыбаев, д-р техн. наук, проф. (*Академия гражданской авиации, Алматы, Республика Казахстан*)
- А. Я. Книпель, канд. техн. наук (*Авиарегистр России, Москва, Россия*)
- А. И. Козлов, заслуженный работник науки и техники Российской Федерации, д-р физ.-мат. наук., проф. (*ГосНИИ ГА, Москва, Россия*)
- В. Б. Козловский, д-р техн. наук, проф. (*ПАНХ, Краснодар, Россия*)
- Г. А. Крыжановский, заслуженный работник науки и техники Российской Федерации, д-р техн. наук, проф. (*СПбГУ ГА, Санкт-Петербург, Россия*)
- Е. А. Куклев, заслуженный работник высшей школы Российской Федерации, д-р техн. наук, проф. (*СПбГУ ГА, Санкт-Петербург, Россия*)
- У. Э. Курманов, канд. техн. наук, доц. (*Кыргызский авиационный институт им. И. Абдраимова, Бишкек, Кыргызская Республика*)
- В. Д. Рубцов, д-р техн. наук, проф. (*ГосНИИ ГА, Москва, Россия*)
- В. А. Соколов, заслуженный работник высшей школы Российской Федерации, д-р физ.-мат. наук, проф. (*Ярославский государственный университет им. П. Г. Демидова, Ярославль, Россия*)
- О. Ю. Страдомский, заслуженный работник транспорта Российской Федерации, канд. техн. наук (*ГосНИИ ГА, Москва, Россия*)
- Р. С. Фадеев, канд. техн. наук (*Ассоциация «Транспортная безопасность», Москва, Россия*)
- Фам Вьет Зунг, канд. техн. наук (*Министерство транспорта Вьетнама, Ханой, Вьетнам*)
- О. Г. Феоктистова, д-р техн. наук, доц. (*МГТУ ГА, Москва, Россия*)

тел./факс: 8 (495) 956 49 63 (\*1018)

e-mail: science@gosniiga.ru

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

## Editorial Board

<b>Chief editor</b>	– Maksimenko A. V., Cand. Sci. (Sociol.), GosNII GA, Moscow, Russia
<b>Deputy chief editor</b>	– Bogoyavlenskiy A. A., Dr. Sci. (Eng.), GosNII GA, Moscow, Russia
<b>Responsible Secretary</b>	– Shestakov I. N., Dr. Sci. (Eng.), GosNII GA, Moscow, Russia

## The members of the Editorial Board

Abduzhabarov N. A., Cand. Sci. (Eng.), Tashkent State Technical University, Tashkent, Republic of Uzbekistan  
Aleshin B. S., Dr. Sci. (Eng.), Academician of the Russian Academy of Sciences, Prof., National Research Center “Zhukovsky Institute”, Moscow, Russia  
Gorbachenko V. I., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Penza State University, Penza, Russia  
Gromov M. S., Cand. Sci. (Eng.), GosNII GA, Moscow, Russia  
Daletskiy S. V., Dr. Sci. (Eng.), Prof., GosNII GA, Moscow, Russia  
Dung Pham Viet, Cand. Sci. (Eng.), Department of Air Navigation of the Ministry of Transport of Vietnam, Hanoi, Vietnam  
Kan A. V., Cand. Sci. (Eng.), National Research Center “Zhukovsky Institute”, Moscow, Russia  
Karsybaev E. E., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Academy of Civil Aviation, Almaty, Republic of Kazakhstan  
Knivel A. Ya., Cand. Sci. (Eng.), Aviation Register of the Russian Federation, Moscow, Russia  
Kozlov A. I., Dr. Sci. (Phys.-Mat.), Prof., GosNII GA, Moscow, Russia  
Kozlovskiy V. B., Dr. Sci. (Eng.), Prof., PANH Helicopters, Krasnodar, Russia  
Kryzhanovskiy G. A., Dr. Sci. (Eng.), Prof., St. Petersburg State University of Civil Aviation, Saint Petersburg, Russia  
Kuklev E. A., Dr. Sci. (Eng.), Prof., St. Petersburg State University of Civil Aviation, Saint Petersburg, Russia  
Kurmanov U. Eh., Cand. Sci. (Eng.), Assoc. Prof., Kyrgyz Aviation Institute named after I. Abdraimova, Bishkek, Kyrgyzstan  
Rubtsov V. D., Dr. Sci. (Eng.), Prof., GosNII GA, Moscow, Russia  
Sokolov V. A., Dr. Sci. (Phys.-Mat.), Prof., P. G. Demidov Yaroslavl State University, Yaroslavl, Russia  
Stradomskiy O. Yu., Cand. Sci. (Eng.), GosNII GA, Moscow, Russia  
Fadeev R. S., Cand. Sci. (Eng.), Transport Safety Association, Moscow, Russia  
Feoktistova O. G., Dr. Sci. (Eng.), Assoc. Prof., MSTU CA, Moscow, Russia

tel./fax: 8 (495) 956 49 63 (\*1018)

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

- Довгилевич Е. Г., Уваев С. Ф., Юрин С. П., Лисин О. В.** Исследование состояния и достаточности ресурса парка двигателей типа Д-136 для вертолётов Ми-26Т ..... 9
- Кришин С. А., Селезнёв М. В.** Особенности механизма образования нагара в двигателях беспилотных летательных аппаратов ..... 18
- Разиньков Ф. Ф.** Анализ эксплуатационных повреждений обшивки центральной части фюзеляжа вертолётов типа Ми-8, вызванных усталостью материала под действием виброакустических нагрузок ..... 28
- Фролова Л. И., Волков А. К., Косачевский С. Г., Заббаров З. Р.** Энтропийная модель оценки и мониторинга распределения и переключения зрительного внимания пилота при первоначальной лётной подготовке ..... 39
- Булатова А. Е., Бузаева Е. А., Евсевичев Д. А.** Оценка состояния утомления авиационного специалиста с применением метода дерева решений ..... 49
- Великанов А. В., Дьяков Д. Е., Великанова Л. А., Дьякова Н. А.** Унифицированная буксировочная система воздушных судов ..... 59
- Ильин А. П., Титов А. Н., Кузнецов А. А., Карачин С. В., Лунёв Е. М.** Вопросы обеспечения целостности при полёте воздушных судов гражданской авиации в условиях зональной навигации по навигационным спецификациям (PBN) ..... 67

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

- Рухлинский В. М., Хаустов А. А., Терёхина Е. Е.** Об одном из подходов к построению матрицы рисков для безопасности полётов ..... 76
- Ковба Л. В., Морозова Н. В., Азжеурова О. Б., Горская Н. В.** Некоторые аспекты обеспечения безопасности полётов при подготовке, заправке и применении авиационного топлива .... 87

<b>Майоров А. В., Мартынов Н. А., Музыченко Д. Н., Панов А. С., Шанин А. В.</b> Электромагнитная совместимость между средствами подвижной связи пятого поколения и диспетчерскими радиолокационными станциями в диапазоне 800 МГц .....	97
<b>Самойлов И. А., Лесничий И. В., Самойлов В. И., Кипчарский Д. А.</b> Анализ решений 41-й сессии Ассамблеи ИКАО в части выбросов парниковых газов .....	107
<b>Юдаев В. В., Гладких А. А., Уласюк Т. Г.</b> Моделирование процесса вероятной реализации акта незаконного вмешательства в аэропорту и его нейтрализации .....	118
<b>Мусин С. М., Левин А. В.</b> Безопасность полностью электрического самолёта по характеристикам электромагнитной совместимости .....	126
<b>Трусова Е. И.</b> Разработка системы помощи пилоту вертолётa при попадании в условия ограниченной видимости .....	136
<b>Гончаренко Я. В.</b> Анализ зон ограничения полётов в воздушном пространстве Российской Федерации .....	144

### **Интеллектуальные транспортные системы**

<b>Алипов И. В., Кузнецов С. В., Дупиков В. В., Ещенко А. А.</b> Исследование задержек при обработке и передаче данных наблюдения в системе вещательного автоматического зависимого наблюдения .....	153
<b>Болелов Э. А., Козлов А. И., Губерман И. Б., Ещенко А. А., Шестаков И. Н.</b> О возможности дистанционного определения электрофизических характеристик относительно гладких подстилающих покровов методами пассивной микроволновой радиополяриметрии .....	161
<b>Сутормина А. В., Чувахина В. А., Щербаков Д. Е., Щербаков Е. К.</b> Об ошибках систем мониторинга выдерживания высоты воздушными судами, использующих информацию вещательного автоматического зависимого наблюдения .....	173

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

№ 42

2023

## CONTENTS

### Navigation and operation of aircraft

<b>Dovgilevich E. G., Uvaev S. F., Yurin S. P., Lisin O. V.</b> Assessment of the condition and resource of D-136 engines for Mi-26T helicopters .....	9
<b>Kriushin S. A., Seleznyov M. V.</b> Features of the mechanism of formation of carbon deposits in the engines of unmanned aerial vehicles .....	18
<b>Razinkov F. F.</b> 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 .....	28
<b>Frolova L. I., Volkov A. K., Kosachevsky S. G., Zabbarov Z. R.</b> Entropy model for assessing and monitoring initial flight pilot's visual attention distribution .....	39
<b>Bulatova A. E., Buzaeva E. A., Evsevichev D. A.</b> The fatigue state evaluation for an aviation specialist using the decision tree method .....	49
<b>Velikanov A. V., Dyakov D. E., Velikanova L. A., Dyakova N. A.</b> Unified towing system for aircraft .....	59
<b>Ilyin A. P., Titov A. N., Kuznetsov A. A., Karachin S. V., Lunev E. M.</b> Issues to ensure integrity in the flights of the civil aircraft in condition navigation specification of the performance based navigation (PBN) .....	67

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

<b>Rukhlinskiy V. M., Khaustov A. A., Teryokhina E. E.</b> About one of the approaches to building a safety risk matrix .....	76
<b>Kovba L. V., Morozova N. V., Azzheurova O. B., Gorskaya N. V.</b> Some aspects of aviation safety in the preparation, fueling and use of aviation fuel .....	87

<b>Mayorov A. V., Martynov N. A., Muzychenko D. N., Panov A. S., Shanin A. V.</b> Conditions for ensuring electromagnetic compatibility between fifth-generation communications and dispatch radar in the 800 MHz range .....	97
<b>Samoylov I. A., Lesnichiy I. V., Samoylov V. I., Kipcharskiy D. A.</b> Analysis of decisions of the 41st session of the ICAO Assembly regarding greenhouse gas emissions .....	107
<b>Yudaev V. V., Gladkikh A. A., Ulasyuk T. G.</b> Modeling the process of probable implementation of an act of unlawful interference in an airport and its neutralization .....	118
<b>Musin S. M., Levin A. V.</b> Safety completely the electric plane under characteristics of electromagnetic compatibility .....	126
<b>Trusova E. I.</b> Development of a helicopter pilot assistance system in case of falling into conditions of limited visibility .....	136
<b>Goncharenko Ya. V.</b> Analysis of flight restriction zones in the airspace of the Russian Federation .....	144

### **Intelligent transport systems**

<b>Alipov I. V., Kuznetsov S. V., Dupikov V. V., Eshchenko A. A.</b> Study of the delay in the processing and transmission of surveillance data in the ADS-B system .....	153
<b>Bolelov E. A., Kozlov A. I., Guberman I. B., Eshchenko A. A., Shestakov I. N.</b> About the possibility of remote determination of the electrophysical characteristics of relatively smooth underlying covers using passive microwave radiopolarimetry methods .....	161
<b>Sutormina A. V., Chuvakhina V. A., Shcherbakov D. E., Shcherbakov E. K.</b> About the errors of aircraft height keeping monitoring systems using automatic dependent surveillance broadcast information .....	173

Научная статья

УДК 629.735.45: 621.452.32: 656.7

## ИССЛЕДОВАНИЕ СОСТОЯНИЯ И ДОСТАТОЧНОСТИ РЕСУРСА ПАРКА ДВИГАТЕЛЕЙ ТИПА Д-136 ДЛЯ ВЕРТОЛЁТОВ МИ-26Т

Е. Г. ДОВГИЛЕВИЧ, С. Ф. УВАЕВ, С. П. ЮРИН, О. В. ЛИСИН

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

**Аннотация.** Вертолёт Ми-26Т – самый грузоподъёмный серийный вертолёт в мире, позволяющий перевозить груз массой до 20 т внутри фюзеляжа или на внешней подвеске. Такой показатель грузоподъёмности в значительной степени обеспечивается силовой установкой, в состав которой входят двигатели Д-136. В статье рассмотрено ресурсное состояние двигателей типа Д-136. Выполнен анализ распределения наработки парка двигателей по интервалам, как с начала эксплуатации, так и после последнего ремонта, в пределах существующих назначенных ресурсов. Рассмотрены и проанализированы материалы о местонахождении двигателей и приведены данные об остатках ресурса парка двигателей типа Д-136. Обозначены перспективы увеличения межремонтных ресурсов с учётом действующих бюллетеней. Рассчитана годовая потребность лётных часов для вертолётов типа Ми-26Т. На основе статистических данных определены сроки исчерпания назначенных ресурсов и сроков службы двигателей типа Д-136. Исследовано состояние парка двигателей, отремонтированных на АО «Арамилский авиационный ремонтный завод» (АО «ААРЗ»). На основе имеющегося многолетнего опыта эксплуатации авиационной техники и материалов по авиационным инцидентам произведён расчёт показателей, характеризующих безопасность эксплуатации вертолётов Ми-26Т с двигателями типа Д-136.

**Ключевые слова:** двигатель Д-136, вертолёт Ми-26Т, увеличенные ресурсные показатели, парк вертолётов, безопасная эксплуатация, инциденты, показатели безотказности, суммарная наработка, эксплуатация авиационной техники

**Для цитирования:** Довгилевич Е. Г., Уваев С. Ф., Юрин С. П., Лисин О. В. Исследование состояния и достаточности ресурса парка двигателей типа Д-136 для вертолётов Ми-26Т // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 42. С. 9–17.

## ASSESSMENT OF THE CONDITION AND RESOURCE OF D-136 ENGINES FOR MI-26T HELICOPTERS

E. G. DOVGILEVICH, S. F. UVAEV, S. P. YURIN, O. V. LISIN

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

**Abstract.** The Mi-26T helicopter has the highest load capacity in the world, allows to transport cargo weighing up to 20 tons inside the fuselage or on an external suspension. Such load capacity indication is possible because of helicopter powerplant, especially its basis – D-136 engines. The article considers the resource state of the D-136 engines. Complete the analysis of division of operating time of D-136 engines at intervals both from the beginning of operation and after the last repair within the existing designed resources. Reviewed and analyzed materials of D-136 engines locations and the data of the remaining resource of the fleet of D-136 engines are given. The prospects of increasing the inter repair resources are estimated with consideration with

current bulletins. Calculated the year annual demand flight hours for helicopters Mi-26T. Analyzed repaired D-136 engines by “AARF”. Based on the results of the research the time of resource exhaustion and service life of D-136 engines are determined. Based on available operational experience and aviation incidents data the calculation of flight safety is executed.

**Keywords:** engine D-136, helicopter Mi-26T, increased service life, helicopter fleet, malfunctions, reliability indications, safe operation, incidents, total operating time

**For citation:** Dovgilevich E. G., Uvaev S. F., Yurin S. P., Lisin O. V. Assessment of the condition and resource of D-136 engines for Mi-26T helicopters, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 42, pp. 9–17. (In Russ.)

## Введение

Авиационный турбовальный двигатель Д-136 разработан ЗКМБ «Прогресс» на основе конструкции турбореактивного двигателя Д-36. Серийно изготавливается на Запорожском моторном заводе с 1982 года. На вертолёте Ми-26Т установлены два двигателя Д-136.

Двигатель типа Д-136 имеет модульную конструкцию и состоит из 10 модулей: вал ведущий, труба выходная, свободная турбина (СТ), ротор турбины низкого давления (ТНД), корпус опор турбин, ротор турбины высокого давления (ТВД), камера сгорания с корпусом, корпус промежуточный с компрессором высокого давления (КВД), компрессор низкого давления (КНД), балка коническая [1, 2]. Пять модулей двигателя Д-136 взаимозаменяемы с модулями турбовентилляторного двигателя Д-36 серий 1, 1А, 2А, 3А, которые эксплуатируются в составе таких типов воздушных судов (ВС), как самолёты Ан-72, Ан-74 и Як-42.

В настоящее время вертолёт Ми-26Т является незаменимым тяжёлым вертолётном, способным доставлять большие объёмы грузов и продовольствия в отдалённые труднодоступные города и посёлки. Именно поэтому достаточность ресурса парка двигателей Д-136 играет важную роль для обеспечения дальнейшей эксплуатации вертолётном Ми-26Т.

Организациями, эксплуатирующими вертолётном Ми-26Т, и, соответственно, двигатели Д-136 в гражданской авиации (ГА) являются ООО «Абакан ЭИР», АО «Авиакомпания «Алроса», АО «ЮТэйр-Вертолётные услуги», АО «2-ой Архангельский объединённый авиаотряд», АО «Научно-производственная компания «ПАНХ» и ГКУ «Московский авиационный центр».

## Анализ состояния парка двигателей типа Д-136

Согласно данным, полученным ФГУП ГосНИИ ГА от авиационных предприятий, по состоянию на 01.01.2023 в отечественных авиакомпаниях находятся 83 двигателя Д-136. На рис. 1. представлено распределение парка двигателей Д-136 по местонахождению в процентном соотношении.

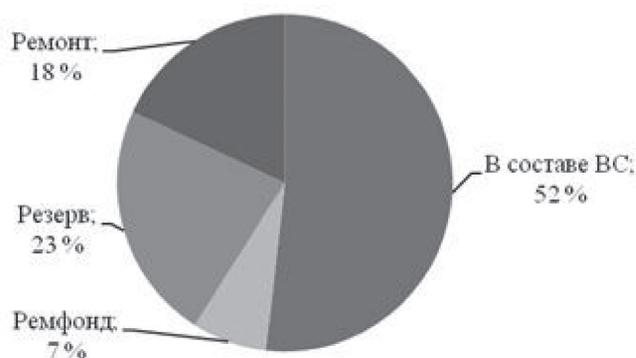


Рис. 1. Распределение парка двигателей Д-136 на 01.01.2023

Согласно рис. 1, на 01.01.2023 из всех двигателей Д-136, имеющих в наличии в российских авиапредприятиях, лишь 18 % находятся в ремонте на авиационных ремонтных заводах (АРЗ), 7 % двигателей находятся в ремфонде, 23 % двигателей находятся в резерве, 52 % двигателей Д-136 эксплуатируются в составе вертолётов.

На 01.01.2023 суммарная наработка двигателей Д-136 с начала эксплуатации (СНЭ) составила 244116 ч, а средняя наработка – 2941 ч. Суммарная наработка двигателей после последнего ремонта составила 91393 ч, а средняя наработка – 1101 ч.

Согласно карте данных Сертификата типа № 53-Д, назначенный ресурс, установленный двигателям Д-136, составляет 6000 ч.

Суммарный назначенный ресурс всего парка двигателей Д-136 отечественной ГА в часах рассчитаем по формуле:

$$N_{\max Д-136} = Z_{Д-136} \times 6000 = 83 \times 6000 = 498000 \text{ ч,}$$

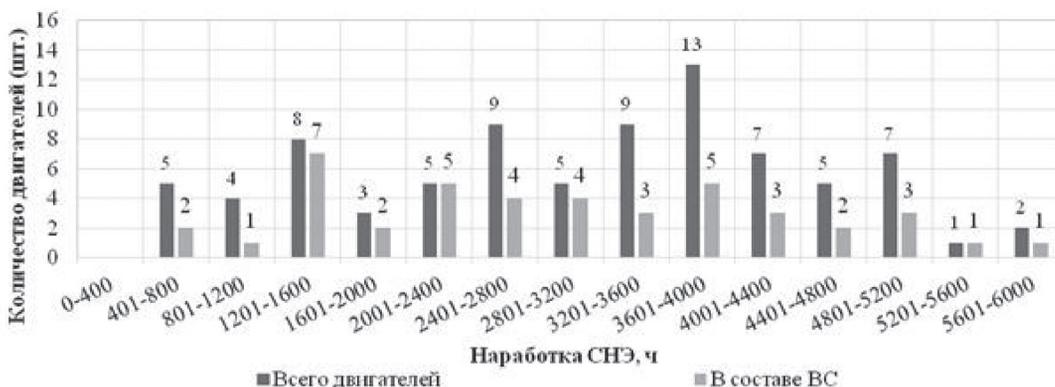
где  $N_{\max Д-136}$  – суммарный назначенный ресурс, который может отработать парк двигателей отечественной ГА (ч);  $Z_{Д-136} = 83$  – количество двигателей Д-136, находящихся в эксплуатации (шт.) по состоянию на 01.01.2023.

Зная наработку парка двигателей Д-136 СНЭ, можно рассчитать остаток их назначенного ресурса в часах по формуле:

$$N_{\text{ост} Д-136} = N_{\max Д-136} - N_{Д-136} = 498000 - 244116 = 253884 \text{ ч,}$$

где  $N_{\text{ост} Д-136}$  – остаток назначенного ресурса двигателей Д-136 (ч);  $N_{Д-136}$  – суммарная наработка двигателей Д-136 СНЭ по состоянию на 01.01.2023 (ч).

Таким образом, парк двигателей Д-136 выработал 49 % от суммарного назначенного ресурса. На рис. 2 и 3 приведена детализация состояния парка двигателей по наработкам.



**Рис. 2.** Распределение количества двигателей типа Д-136 в интервалах наработки СНЭ по состоянию на 01.01.2023

Рис. 2 демонстрирует, что 41 двигатель Д-136 (49 % от всего парка) находится в интервале наработки с начала эксплуатации от 2000 до 4000 ч. Необходимо отметить, что из этих двигателей лишь 51 % эксплуатируется в составе ВС.

На рис. 3. представлено распределение парка двигателей типа Д-136 по наработке после последнего ремонта (ППР).

Рис. 3 показывает, что лишь 10 двигателей (12 % от всего парка) эксплуатируются в пределах установленного при последнем ремонте (изготовлении) межремонтного (до первого ремонта) ресурса. 78 % двигателей, установленных на ВС, эксплуатируются по техническому состоянию.

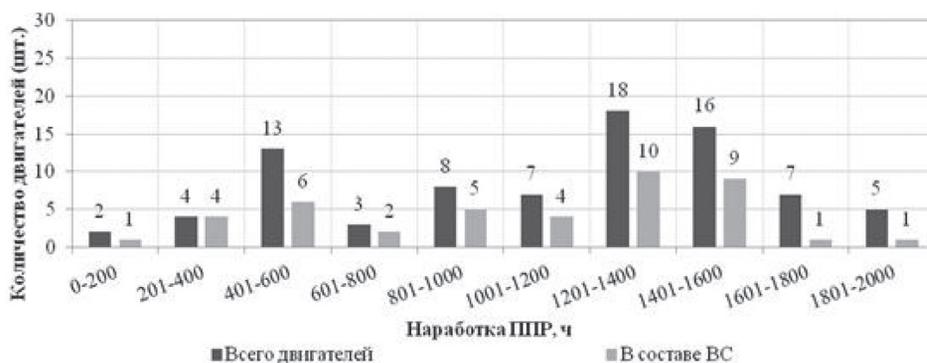


Рис. 3. Распределение количества двигателей Д-136 в интервалах отработки ППР по состоянию на 01.01.2023

### Анализ потребности парка вертолётов Ми-26Т в двигателях типа Д-136

Численность парка по состоянию на 01.01.2023 составляет 70 вертолётов типа Ми-26Т, из которых 19 активно эксплуатируются. Среднегодовая наработка парка вертолётов Ми-26Т составила 110 лётных часов. После 2015 года годовой налёт вертолётов Ми-26Т и, следовательно, двигателей типа Д-136 сократился в 1,7 раза (рис. 4).

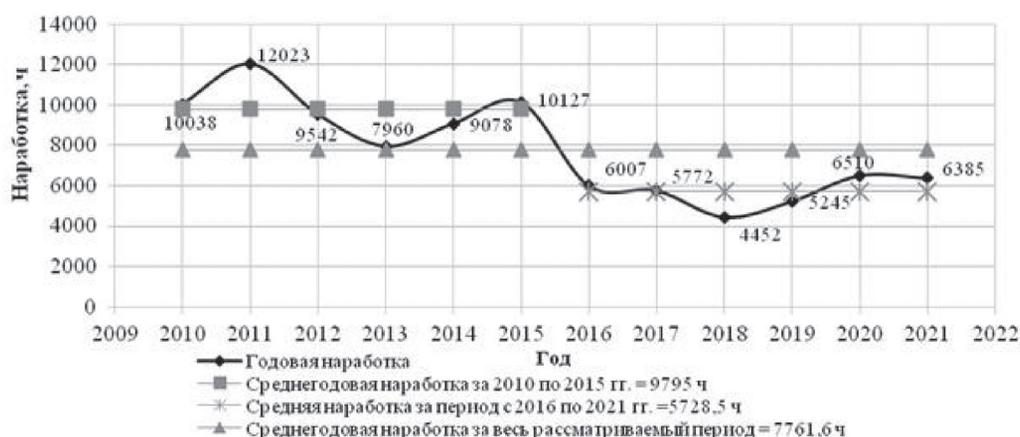


Рис. 4. Годовая наработка парка вертолётов Ми-26Т за период с 2010 по 2021 г.

Поскольку годовая наработка вертолётов с начала рассматриваемого периода больше, то для более точной оценки потребности ресурса двигателей лучше воспользоваться среднегодовой наработкой за период с 2016 по 2021 год. В качестве обоснования применения в расчётах данной наработки воспользуемся коэффициентом вариации [3] для оценки соотношения среднегодового налёта за рассматриваемые периоды с ежегодными наработками. Рассчитаем коэффициенты вариации годового налёта парка вертолётов для периодов с 2010 по 2021 год и с 2016 по 2021 год по формуле:

$$v_i = \sigma_i / \bar{N}_i \times 100 \%, \tag{1}$$

где  $v_i$  – коэффициент вариации за рассматриваемые периоды;  $\bar{N}_i$  – средняя наработка за рассматриваемый период;  $\sigma_i$  – среднее квадратическое отклонение за рассматриваемый период

$$\sigma_i = \sqrt{\frac{\sum(N_i - \bar{N}_i)^2}{n}}, \tag{2}$$

где  $N_i$  – наработка за рассматриваемый год;  $n$  – количество лет в рассматриваемом периоде.

Для периода с 2010 по 2021 год средняя наработка парка вертолётов Ми-26Т составляет 7761,6 лётных часов. Данные по годовым наработкам представлены на рис. 4. Таким образом, рассчитанное по формуле (2) среднее квадратическое отклонение за 2010–2021 гг. составит 2266,6 ч.

С учётом  $\sigma_i$  и  $\bar{N}_i$ , коэффициент вариации, рассчитанный по формуле (1), составит 29,2 %, что означает большой разброс годовых значений к средней величине.

Для периода 2010–2015 гг. средняя наработка парка вертолётов Ми-26Т составляет 9795 ч. Аналогично по формуле (2) рассчитаем среднее квадратическое отклонение за 2010–2015 гг.:  $\sigma_{2010-2015}=1230$  ч.

Аналогично определим коэффициент вариации за период с 2010 по 2015 год по формуле (1), который составит 12,5 %, что характеризует средний разброс, как близкий к слабому.

Для периода с 2016 по 2021 средняя наработка парка вертолётов Ми-26Т составляет 5728,5 ч. Аналогично по формуле (2) рассчитаем  $\sigma_i$  за период 2016–2021 гг.

Согласно расчётам  $\sigma_{2016-2021}=705$  ч. Зная эту величину и среднюю наработку с 2016 по 2021 год, рассчитаем  $v_i$  по формуле (1) и получим результат 12 %.

Расчёты для периодов с 2010 по 2015 год и с 2016 по 2021 год дают слабые вариации годовых наработок, что говорит об устойчивом уровне потребности в тяжёлых вертолётах Ми-26Т. Поскольку на данный момент отсутствует повышенная потребность на этот вид техники, для дальнейших расчётов точнее будет считать средний годовой налёт парка вертолётов после 2015 года. В таком случае средний суммарный годовой налёт парка вертолётов Ми-26Т составит 5728,5 ч, а среднегодовой налёт вертолёта Ми-26Т – 82 лётн. ч.

Рассчитаем годовую потребность лётных часов для всего парка двигателей Д-136 при среднегодовой наработке за период с 2016 по 2021 год вертолёта Ми-26Т, равной 82 лётных часа по формуле:

$$T_{\text{год}} = 2T_{\text{ВС Ми-26}} N_{\text{Ми-26}} = 2 \times 82 \times 70 = 11480 \text{ ч,}$$

где  $T_{\text{ВС Ми-26}}$  – среднегодовая наработка вертолёта Ми-26Т, равная 82 лётн. ч;  $N_{\text{Ми-26}}$  – количество рассматриваемых вертолётов типа Ми-26Т (шт.), равное 70 единицам; 2 – количество двигателей в составе ВС.

Зная эту величину, а также остаток от назначенного ресурса всего парка двигателей, рассчитаем количество лет, за которые будет исчерпан назначенный ресурс двигателей типа Д-136 по формуле:

$$K_{\text{Д-136}} = N_{\text{ост Д-136}} / T_{\text{год}} = 253884 / 11480 = 22 \text{ года,}$$

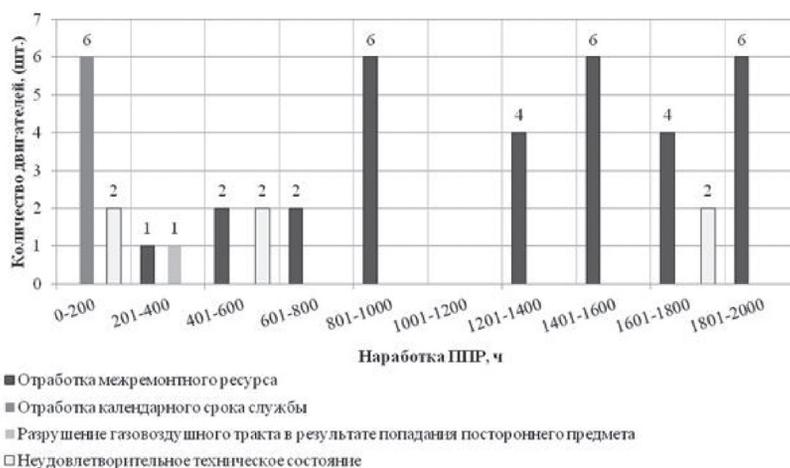
где  $K_{\text{Д-136}}$  – количество лет, при котором будет исчерпан назначенный ресурс двигателей типа Д-136;  $N_{\text{ост Д-136}} = 253884$  ч – остаток назначенного ресурса парка двигателей Д-136;  $T_{\text{год}} = 11480$  ч – годовая потребность лётных часов.

Таким образом, при текущей годовой потребности в вертолётах Ми-26Т ресурс двигателей Д-136 позволяет эксплуатировать эти вертолёты на протяжении 22 лет, считая с 01.01.2023.

### **Анализ парка двигателей, прошедших капитальный ремонт**

За период с 2009 по 2021 год на АО «ААРЗ» было отремонтировано 44 двигателя [4]. Распределение двигателей по причинам поступления в ремонт представлено на рис. 5.

Как видно на рис. 5, основной причиной поступления в ремонт является отработка межремонтного ресурса (МРР) (31 двигатель или 70 % от всех отремонтированных двигателей). При этом лишь 6 из них полностью отработали межремонтный ресурс в 2000 ч, 6 двигателей (13,6 %)



**Рис. 5.** Распределение двигателей, прошедших капитальный ремонт по наработке ППР и по причинам поступления в ремонт

поступили в ремонт по причине отработки КСС (календарного срока службы), и 4 двигателя поступили в ремонт, не отработав гарантийную наработку в 400 ч после капитального ремонта.

В таблице представлен процент отбраковки основных деталей двигателей типа Д-136 при ремонте на АО «ААРЗ».

Процент отбраковки основных деталей двигателей Д-136 при ремонте на АО «ААРЗ»

ДЕТАЛЬ		2009	2010	2011	2012	2013	2014	2015	2016	2017	2018	2019	2020	2021	средний % отбраковки
Лопатки компрессора	1 ступень КНД	14	12	15	12	16	14	0	22	0	0	57	15	3	13,8
	2 ступень КНД	20	12	14	12	14	0,5	0	5	0	0	10	9	5	7,8
	3 ступень КНД	53	10	11	11	15	1,12	0	6	0	25	30	7	4	13,3
	5 ступень КНД	46	12	12	12	18	0,3	0	31	0	19	18	10	6	12,8
	6 ступень КНД	29	12	12	12	18	0,53	0	0	0	1	45	7	9	11,2
	3 ступень КВД	31	11	10	11	15	1	0	33	67	0	31	6	0	16,6
	4 ступень КВД	30	13	12	12	12	0	0	22	80	0	37	15	0	18
	5 ступень КВД	60	13	13	13	13	0,7	0	12	90	0	42	14	0	20,8
	6 ступень КВД	55	13	10	10	10	7	0	10	3	0	37	10	5	13
7 ступень КВД	27	13	13	13	13	9	0	20	0	0	36	11	10	11,7	
Лопатки турбины	1 ступень ТНД	0	0	0	0	0	0	0	10	0	0	0	0	0	0,8
	1 ступень ТВД	0	0	0	0	0	0	0	10	0	1,7	1	0	0	0,98
	1 ступень СТ	0	0	0	0	0	0	0	0	6	0	15	0	0	1,6
	2 ступень СТ	8,1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0,6
Диски компрессора		33	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	2,5
Диски 1–5 ступеней КНД		0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Внешний горизонтальный валик		32,5	0	25	20	0	0	0	20	0	0	0	0	0	7,5

Из таблицы видно, что больший процент отбраковки приходится на лопатки КВД 4–5 ступеней. Кроме того, при ремонте происходит большой процент отбраковки трубопроводов по причине вмятин при эксплуатации, установке и транспортировке. Значительная отбраковка лопаток компрессора низкого давления 5–6 ступеней при ремонте является следствием интенсивной эксплуатации в регионах с тяжёлыми климатическими условиями [5].

### Оценка безотказности двигателей Д-136

За период с 2010 по 2022 год зафиксированы 8 авиационных инцидентов и один серьёзный авиационный инцидент (САИ). Из них 2 инцидента произошли по эксплуатационному дефекту, 2 по причине производственных дефектов и 5 по причине отказа агрегатов [6]. Необходимо отметить, что ни в одном из упомянутых случаев дефекты не связаны с увеличением ресурсных показателей.

На рис. 6 представлено распределение авиационных инцидентов по годам за период 2010–2022 гг.

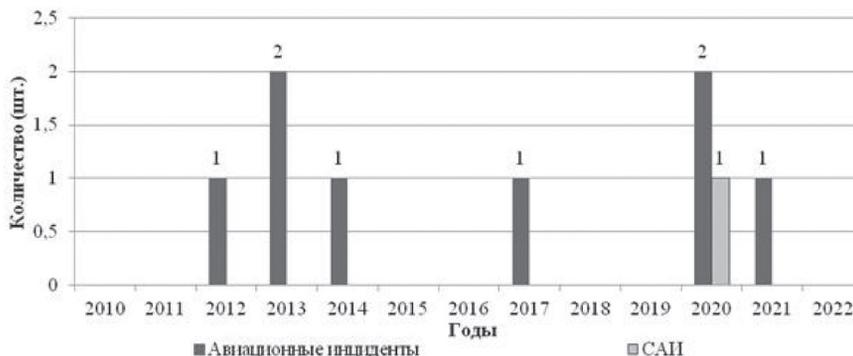


Рис. 6. Распределение авиационных инцидентов по годам

Сопоставляя данные рис. 4 и рис. 6 можно сделать вывод о том, что интенсивность эксплуатации вертолётов Ми-26Т, а, следовательно, и двигателей Д-136, не влияет на вероятность возникновения отказа.

В соответствии с «Нормами лётной годности двигателей воздушных судов» (НЛГ-33), вероятность таких событий должна находиться в диапазоне от  $10^{-5}$  до  $10^{-7}$  на час наработки двигателя в полёте.

Вероятность отказа одного двигателя [7], приведшего к выключению в полёте, рассчитывается по формуле:

$$T_{\Sigma} = N_{\text{ОП}} / t_{\Sigma}, \tag{3}$$

где  $N_{\text{ОП}}$  – суммарное количество выключений двигателей типа Д-136 в полёте за период с 2010 по 2021 г. (шт.);  $t_{\Sigma}$  – суммарная наработка двигателей типа Д-136 за период с 2010 по 2021 год (ч.).

За этот же период суммарное количество выключений двигателей типа Д-136 в полёте составило 4 случая, а суммарная наработка двигателей типа Д-136 – 186278 ч. Тогда по формуле (3) для рассматриваемого периода получим вероятность отказа

$$T_{\Sigma} = 4 / 186278 = 2,1 \cdot 10^{-5}.$$

Полученное значение вероятности отказа соответствует нормам НЛГ-33 как маловероятное событие.

Вероятность одновременного отказа двух двигателей типа Д-136 в полёте равна произведению вероятности отказа одного двигателя на условную вероятность отказа другого, вычисленную при условии, что первое событие уже произошло. В таком случае, отказ двух двигателей в полёте за рассматриваемый период можно рассчитать по формуле:

$$T_2 = T_{\Sigma}^2 = (2,1 \cdot 10^{-5})^2 = 4,4 \cdot 10^{-10},$$

где  $T_2$  – вероятность наступления двух подобных событий;  $T_{\Sigma}^2$  – вероятность одновременного отказа двух двигателей.

Полученное значение вероятности одновременного отказа двух двигателей соответствует нормам НЛГ-33 как крайне маловероятное событие.

### Заключение

Результаты проведенного авторами исследования состояния парка вертолетов Ми-26Т показали, что после 2015 года произошло сокращение годового налета примерно в 1,7 раза. При этом дальнейшей тенденции к сокращению наработки не наблюдается, что говорит о сохранении стабильной потребности в тяжелых вертолетах.

При условии неизменного годового налета вертолетов типа Ми-26Т остаток назначенного ресурса двигателей Д-136 позволяет гарантированно обеспечить парк вертолетов типа Ми-26Т двигателями на протяжении 22 лет.

Основной причиной поступления в ремонт двигателей Д-136 явилась отработка межремонтного ресурса. При этом лишь 24 % из всех отремонтированных двигателей отработали установленные согласно карте данных Сертификата типа № 53-Д максимальные 2000 ч.

По результатам проведенных авторами исследований и анализа авиационных инцидентов можно сделать вывод о высокой надежности двигателей Д-136. Вероятность отказа двигателя типа Д-136 соответствует нормам НЛГ 33 [8] как маловероятное событие, соответственно вероятность отказа сразу двух двигателей в полете является событием крайне маловероятным.

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

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

### Список источников

1. Бобков Е. Н. Тяжелый вертолет Ми-26. Легенды авиации, вып. 3. Приложение к журналу «Стендмастер». 2008. 124 с.
2. Сиротин Н. Н. Конструкция и эксплуатация, повреждаемость и работоспособность газотурбинных двигателей. Москва: РИА «ИМ-Информ», 2002. 442 с.
3. Акимов С. С., Трипокош В. А. Применение коэффициента вариации в вопросе различия некоторых дискретных законов распределения // Научно-технический вестник Поволжья. 2021. № 2. С. 7–10.
4. Технические отчеты по результатам эксплуатации и анализу надежности двигателей Д-136, прошедших ремонт в АО «ААРЗ». Арамилы: АО ААРЗ, 2009–2021. 104 с.
5. Акимов В. М., Бакулев В. И., Горбунов Г. М., Деменченков В. П., Курзинер Р. И., Поляков В. В., Сосунов В. А., Шляхтенко С. М. Теория воздушно-реактивных двигателей. Москва: Машиностроение, 1987. 568 с.
6. Архив материалов расследований инцидентов и производственных происшествий (АМРИПП Росавиации) [Электронный ресурс]. URL: <https://archive.aviaregistr.ru> (дата обращения: 21.03.2023).
7. Махитько В. П., Гаврилова Е. А. Метод оценки безопасности полетов по количественным показателям безотказности функциональных систем воздушных систем // Известия Самарского научного центра РАН. 2016. Т. 18. № 1(2). С. 369–372.
8. Нормы лётной годности двигателей воздушных судов, утверждены приказом Росавиации 17.11.2022 № 820-П. 2023, 77 с.

### References

1. Bobkov E. N. Mi-26 heavylift helicopter. *Legendary Aviatsii, vol. 3, Prilozhenie k journalu Standmaster*, 2008, 124 p. (In Russ.)

2. Sirotin N. N. *Konstruktsiya i ehkspluatatsiya, povrezhdaemost` i rabotosposobnost` gazoturbinykh dvigatelej* [Design and operation, damage and operability of gas turbine engines], Moscow, RIA "IM-Inform" publ., 2002, 442 p. (In Russ.)
3. Akimov S. S., Tripkosh V. A. Application of the coefficient of variation in the issue of distinguishing some discrete distribution laws. *Scientific and Technical Volga region Bulletin*, 2021, no. 2, pp. 7–10. (In Russ.)
4. Tekhnicheskie otchety po rezul'tatam ehkspluatatsii i analizu nadyozhnosti dvigatelej D-136, proshedshikh remont v AO "AARZ", Aramil, AO "AARZ" publ., 2009–2021, 104 p. (In Russ.)
5. Akimov V. M., Bakulev V. I., Gorbunov G. M., Demenchenok V. P., Kurziner R. I., Polyakov V. V., Sosunov V. A., Shlyakhtenko S. M. *Teoriya vozdushno-reaktivnykh dvigatelej* [Theory of air-jet engines], Moscow, Mashinostroenie publ., 1987, 568 p. (In Russ.)
6. Arkhiv materialov rassledovaniy intsidentov i proizvodstvennykh proisshestvij (AMRIPP Rosaviatsii) [electronic resource], available at: <https://archive.aviaregistr.ru> (accessed: 21.03.2023). (In Russ.)
7. Makhitko V. P., Gavrilova E. A. Method of the assessment the flights safety by quantitative indicators of non-failure operation of aircrafts functional systems, *Izvestia of Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences*, 2016, vol. 18, no. 1(2), pp. 369–372. (In Russ.)
8. Normy lyotnoj godnosti dvigatelej vozdushnykh sudov, approved by the order of the Federal Air Transport Agency 17.11.2022 No. 820-P, 2023, 77 p. (In Russ.)

### Информация об авторах

**Довгилевич Егор Геннадьевич**, инженер, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, [dovgilevich\\_eg@ncplg.ru](mailto:dovgilevich_eg@ncplg.ru)

**Уваев Сергей Федорович**, начальник отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, [uvaev\\_sf@ncplg.ru](mailto:uvaev_sf@ncplg.ru)

**Юрин Сергей Петрович**, заместитель начальника отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, [yurin\\_sp@ncplg.ru](mailto:yurin_sp@ncplg.ru)

**Лисин Олег Владимирович**, ведущий инженер, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, [lisin\\_ov@ncplg.ru](mailto:lisin_ov@ncplg.ru)

### Authors information

**Dovgilevich Egor G.**, Engineer, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, [dovgilevich\\_eg@ncplg.ru](mailto:dovgilevich_eg@ncplg.ru)

**Uvaev Sergey F.**, Head of Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, [uvaev\\_sf@ncplg.ru](mailto:uvaev_sf@ncplg.ru)

**Yurin Sergey P.**, Deputy Head of Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, [yurin\\_sp@ncplg.ru](mailto:yurin_sp@ncplg.ru)

**Lisin Oleg V.**, Lead Engineer, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, [lisin\\_ov@ncplg.ru](mailto:lisin_ov@ncplg.ru)

*Статья поступила в редакцию 20.02.2023; одобрена после рецензирования 20.04.2023; принята к публикации 05.05.2023.  
The article was submitted 20.02.2023; approved after reviewing 20.04.2023; accepted for publication 05.05.2023.*

Научная статья  
УДК 621.45.04

## ОСОБЕННОСТИ МЕХАНИЗМА ОБРАЗОВАНИЯ НАГАРА В ДВИГАТЕЛЯХ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

С. А. КРИУШИН, М. В. СЕЛЕЗНЁВ

*25-й Государственный научно-исследовательский институт химмотологии  
Министерства обороны Российской Федерации, Москва, Россия*

**Аннотация.** В России активно развиваются разработка и производство беспилотных летательных аппаратов (БЛА). Чаще всего такие аппараты оснащаются двухтактными бензиновыми двигателями. В данных двигателях отсутствует классическая система смазки, масло подаётся для смазывания цилиндропоршневой группы в виде топливно-масляной смеси, которая сгорает в ходе рабочего процесса. Вследствие этого на деталях цилиндропоршневой группы откладываются высокотемпературные отложения – нагары и лаки. Образование нагара снижает мощность двигателя, срок его службы и экономичность. Механизм нагарообразования в двигателях, в том числе двухтактных, до настоящего времени изучен не полностью, поэтому авторами предложено рассмотреть топливно-масляную смесь через концепцию квазимицеллярного строения, которая учитывает многокомпонентную систему и структуру объекта исследования. Для решения данной задачи проведены испытания топливно-масляных смесей, изготовленных из автомобильного бензина АИ-92-К5 и различных моторных масел на минеральных и синтетических основах в соотношении 1:30, на сканирующем электронном микроскопе при разрешении от 3 до 400 мкм. Установлено, что уплотнения мицелл в топливно-масляных смесях, включающих минеральные масла, вызывают повышенное нагарообразование в двухтактных бензиновых двигателях. Моторные масла, в которых используются синтетические базовые масла, вызывают образование мицелл ламелярной структуры и/или их небольшого количества в объёме топливно-масляной смеси, что минимизирует количество нагара при эксплуатации двухтактных двигателей БЛА. Поэтому для надёжной работы двухтактных двигателей рекомендуется использовать моторные масла на синтетической или частично синтетической основе.

**Ключевые слова:** антинагарные свойства, беспилотные летательные аппараты, двухтактные бензиновые двигатели, механизм нагарообразования, мицеллы, моторные масла, топливно-масляная смесь, электронно-сканирующая микроскопия, эксплуатация авиационной техники

**Для цитирования:** Криушин С. А., Селезнёв М. В. Особенности механизма образования нагара в двигателях беспилотных летательных аппаратов // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 42. С. 18–27.

## FEATURES OF THE MECHANISM OF FORMATION OF CARBON DEPOSITS IN THE ENGINES OF UNMANNED AERIAL VEHICLES

S. A. KRIUSHIN, M. V. SELEZNYOV

*The 25 State Scientific Research Institute of Chemmotology  
of the Ministry of Defense of the Russian Federation, Moscow, Russia*

**Abstract.** The development and production of unmanned aerial vehicles is actively developing in Russia. At the same time, two-stroke gasoline engines have become the most widespread in these aircraft. There is

no classical lubrication system in these engines, so oil is supplied to lubricate the cylinder piston group in the form of a fuel-oil mixture, which burns during the working process together with fuel. As a result, high-temperature deposits – deposits and varnishes – are deposited on the parts of the cylinder-piston group. The formation of carbon deposits reduces the power of the engine, its service life and efficiency, etc. The mechanism of carbon formation in engines, including two-stroke engines, has not been fully studied to date, therefore, the authors proposed to consider the fuel-oil mixture through the concept of a quasi-micellar structure, which takes into account the multicomponent system and the structure of the object of study. To solve this problem, tests of fuel-oil mixtures made from AI-92-K5 gasoline and various motor oils on mineral and synthetic bases in a ratio of 1:30 were carried out on a scanning electron microscope with a resolution from 3 to 400  $\mu\text{m}$ . It has been established that micelle seals in fuel-oil mixtures containing mineral oil samples cause increased carbon formation in two-stroke gasoline engines. Motor oils in which synthetic base oils are used cause the formation of a lamellar structure of micelles in the volume of a fuel-oil mixture or a small amount of them, which contributes to the accumulation of a minimum (permissible) amount of carbon during the operation of these engines. Therefore, for reliable operation of two-stroke engines, it is recommended to use synthetic or partially synthetic engine oils.

**Keywords:** anti-fire properties, unmanned aerial vehicles, two-stroke gasoline engines, the mechanism of carbon formation, micelles, motor oils, fuel-oil mixture, electron scanning microscopy, operation of aviation equipment

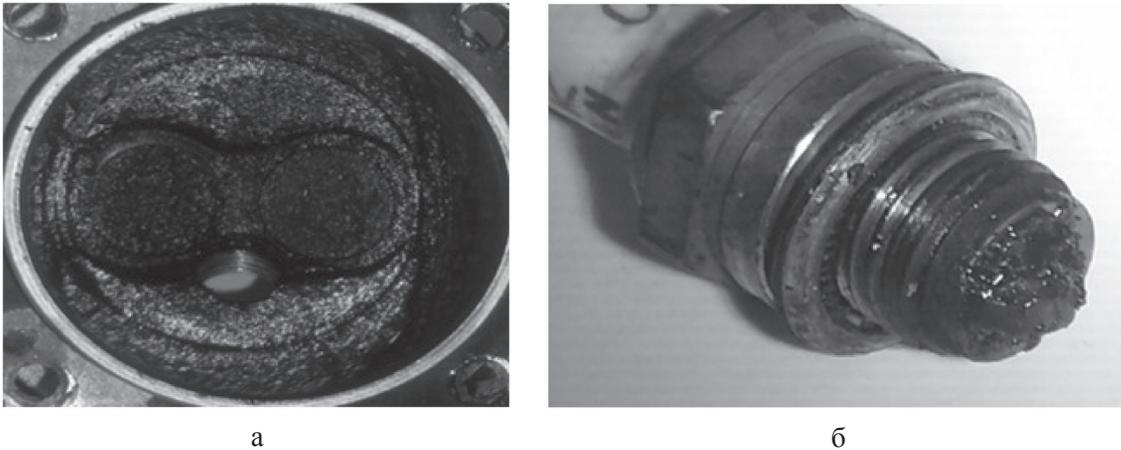
**For citation:** Kriushin S. A., Seleznyov M. V. Features of the mechanism of formation of carbon deposits in the engines of unmanned aerial vehicles, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 42, pp. 18–27. (In Russ.)

## Введение

Начиная с 2000-х годов в мире, а в последнее время и в России, происходит интенсивное развитие беспилотной авиации. Наиболее рациональным и правильным подходом считается создание абсолютно новых по конструкции образцов летательных аппаратов, а не модернизация существующих. Достоинствами данного вида техники являются сравнительно меньшая стоимость по сравнению с пилотируемыми летательными аппаратами, а также малые размеры, отсутствие угрозы жизни пилота, скрытность, автономность и мобильность. Беспилотные летательные аппараты (БЛА) могут применяться, в частности, для аэрофотосъёмки, построения 3D-моделей строящегося объекта [1].

Авторы [2, 3] указывают, что доля поршневых двухтактных двигателей в БЛА самолётного типа превышает 50 %, а в БЛА вертолётного типа – более 65 %. Это является закономерным, поскольку двухтактные двигатели обладают компактностью, простотой обслуживания в эксплуатации, лучшими техническими характеристиками по некоторым показателям по сравнению с четырёхтактными двигателями, совершенствуются высокими темпами. Двухтактные двигатели имеют меньшую массу и, следовательно, большую энерговооружённость по сравнению с четырёхтактными двигателями [4]. При этом в поршневых двухтактных двигателях БЛА отсутствует классическая система смазки, и масло подаётся для смазывания цилиндропоршневой группы в виде топливно-масляной смеси, сгорая вместе с топливом. По указанной причине на деталях цилиндропоршневой группы двигателей откладываются высокотемпературные нагары. Образование нагара снижает мощность двигателя, срок его службы и экономичность, вызывает увеличение эксплуатационных расходов. Отложения могут являться причиной перегрева головок поршней и цилиндров, ухудшения процесса сгорания топлива, повышения требований к антидетонационным свойствам топлива. Также образование нагара нарушает работу электродов свечей зажигания, оказывает абразивное действие на трущиеся детали двигателя, что может привести к задирам. Авторами [5] экспериментально установлено снижение технических характеристик двигателя

БЛА вследствие образования нагара на гильзе цилиндра бензинового двигателя Saito GI-36, свечах зажигания после эксплуатации на масле с низким уровнем антинагарных свойств (рис. 1).



**Рис. 1.** Пример образования нагара после эксплуатации на масле с низким уровнем антинагарных свойств: на гильзе цилиндра бензинового двигателя Saito GI-36 – а; на свече зажигания – б

Одним из вариантов решения указанной проблемы является применение моторных масел для двухтактных бензиновых двигателей с высоким уровнем антинагарных свойств. Однако использование данного решения на практике зачастую вызывает сложности, поскольку в нормативной документации на масла отсутствуют высокоинформативные методы оценки антинагарных свойств и показатели их оценки. В основном антинагарные свойства масел для двухтактных двигателей БЛА исследуют согласно ГОСТ 4.24-84 по следующим показателям качества: количество отложений на установке НАМИ-1, мг (ГОСТ 20994-75), коксуемость, % (ГОСТ 19932-99) и зольность, % (ГОСТ 1461-75). В России известны методы оценки антинагарных свойств, которые реализованы в советский период времени на одноцилиндровых установках ИТ9-3, ИМЗ-2ТД-10. За рубежом наибольшее массовое распространение имеют методы JASO M343-92, SFC L-79-T97 и JASO M341-92 [6, 7]. При этом недостатками косвенных методов оценки антинагарных свойств являются их низкие информативность и сходимость результатов испытаний масел с результатами, полученными в условиях реальной эксплуатации авиационной техники на примере двухтактных двигателей, которыми комплектуются БЛА. Стендовые методы требуют больших продолжительности испытаний, объемов образцов масла и материальных затрат. Поэтому актуальным направлением исследований является разработка новых высокоинформативных методов оценки антинагарных свойств моторных масел для двухтактных двигателей БЛА.

При разработке метода оценки антинагарных свойств масел, рекомендаций по снижению нагара в двухтактных двигателях БЛА и повышению их надёжности, по выбору марки горючесмазочного материала для конкретного типа двухтактного двигателя, необходимо детально представлять механизм образования нагара в двигателе в составе топливно-масляной смеси, поскольку современные моторные масла и топлива являются многокомпонентными системами сложного состава и структуры.

На проблему образования нагара обращали внимание многие исследователи. К. К. Папок – основоположник науки химмотологии – описал механизм образования нагара в двигателе, выделив несколько стадий [8]. Были проведены исследования, выявляющие закономерности его отложения, и установлено, что состав и свойства нагара изменяются в зависимости от режима работы двигателя, температуры поверхности детали, качества топлива и масла, структуры веществ, проникающих в камеру сгорания вместе с воздухом. В ряде работ [9, 10] авторами отмечено, что составляющими элементами нагара являются углерод, водород, кислород и другие элементы (железо, свинец, кремний), а их количество в составе нагара изменяется в широких

пределах в зависимости от компонентного состава топлива, масла и входящих в них функциональных присадок. При этом нагар характеризуют по химическому составу, выражая в процентном соотношении следующие его составные части: масло, смолы, асфальтены, карбены, карбоиды и зола. Зола оценивается как качественное или количественное содержание элементов (железа, свинца, кремния, бария). В [11] высказано предположение, что образование нагара происходит вследствие глубоких изменений, которые претерпевают топлива и смазочные масла, попадающие в жидко-капельном виде на нагретые детали двигателя.

Механизм нагарообразования в двигателях, в том числе двухтактных, до настоящего времени изучен не полностью, но ряд положений, характеризующих указанный процесс, получил общее признание и представляется в следующем виде.

При сгорании топливной смеси развиваются достаточно высокие температуры (свыше 2000 °С). В присутствии кислорода воздуха при подобной температуре в течение рабочего цикла двигателя все органические вещества сгорают, включая масло, топливо и коксовые частички нагара [12]. Однако вследствие недостаточного времени рабочего цикла двухтактного двигателя и отсутствия необходимого количества кислорода для полного завершения процесса сгорания топливно-масляной смеси в камере сгорания создаются условия для образования нагара. Кроме того, газовая смесь имеет неравномерную температуру во всей камере сгорания, поскольку часть газовой смеси, которая непосредственно прилегает или омывает стенки камеры сгорания и днища поршня, из-за теплоотдачи будет иметь более низкую температуру. Подобная разность температур вызывает начало процесса нагарообразования.

В зоне низкой температуры газовой смеси компоненты нагара не могут полностью сгореть. Также считается, что большую роль в механизме нагарообразования оказывает процесс лакообразования на деталях цилиндропоршневой группы двигателя, являющегося связующей средой, прочно удерживающей частицы нагара на поверхностях металла. Лаковый слой образуется в результате высокотемпературного окисления и сгорания масел и топлив в тонком слое и конденсации продуктов окисления на поверхности деталей цилиндропоршневой группы. В дальнейшем лаковый слой изменяется минимально, так как прилегает к более холодной металлической поверхности и становится защищённым от высокотемпературной газовой смеси и кислорода воздуха образовавшимся слоем нагара.

При этом количество нагара увеличивается до определённого периода эксплуатации, а затем указанный процесс прекращается и устанавливается своеобразное равновесие, что связано с приближением слоя нагара к границе пограничной зоны низкой температуры. Дальнейшие слои нагара попадают в зону высоких температур и полностью сгорают или образуют углеродистые частицы, которые не способны удерживаться на поверхности нагара, поскольку лишены связывающей среды.

Описанный выше механизм нагарообразования не раскрывает аспекты влияния многокомпонентной системы и структуры топливно-масляной смеси на процесс нагарообразования в двухтактных двигателях, в том числе для БЛА. При этом авторы [13, 14] рассматривают топливо через концепцию квазимицеллярного строения и устанавливают корреляционные зависимости между термоокислительной стабильностью топлива и размерами и количеством мицелл в топливе. Для установления влияния характеристик многокомпонентной структуры топливно-масляной смеси на процесс образования нагара в двухтактных двигателях БЛА авторами настоящей статьи была применена указанная концепция, согласно положениям которой большое количество мицелл и (или) их уплотнений в топливно-масляной смеси должны являться причиной образования нагара.

## **Методы и методология исследований**

Для проведения исследований использован сканирующий электронный микроскоп «Philips SEM 505» с режимом естественной среды, позволяющий измерять локальную структурную

модификацию поверхности и различных сред. Исследования проводились при разрешении от 3 до 400 мкм по методике, изложенной в [15], как по всей поверхности, так и в выбранных областях, с целью изучения структуры и формы мицелл. В отдельных образцах проводили увеличение до 3–5 мкм. При этом каплю испытуемой топливно-масляной смеси наносили с помощью лабораторной пипетки на алюминиевый столик для образцов, выдерживали до момента её осушения, а затем помещали в камеру электронного микроскопа «Philips SEM 505».

В качестве объектов исследования выбраны образцы топливно-масляных смесей, изготовленных из автомобильного бензина АИ-92-К5 по ГОСТ 32513-2013 и различных моторных масел в соотношении 1:30. При этом в компонентных составах топливно-масляных смесей использованы экспериментальный образец масла для двигателей БЛА (Б), два образца товарных отечественных масел (А и В) и образец зарубежного масла (Г).

Общие сведения о компонентных составах исследуемых образцов моторных масел представлены в таблице.

Компонентные составы исследуемых образцов масел для двухтактных двигателей БЛА

Наименование образцов масел	Компонентные составы масел
А	Минеральное (I группа) базовое масло с комплексом присадок
Б	Минеральное базовое масло (II группа) с комплексом присадок
В	Минеральное (III группа) и синтетическое (IV группа) базовые масла с комплексом присадок
Г	Синтетическое базовое масло на основе сложных эфиров (V группа) с комплексом присадок

Исследованиями авторов [5] установлено, что образец А в составе топливно-масляной смеси вызывает неустойчивую работу двухтактного бензинового двигателя после 20 ч эксплуатации вследствие недостаточного уровня антинагарных свойств, поэтому указанное масло выбрано в качестве образца сравнения, показавшего наихудшие результаты испытаний. Образец Г в исследованиях использован как эталонный и выполнял функцию также образца сравнения, поскольку указанное масло является одной из основных марок смазочных масел, применяемых в двухтактных двигателях БЛА, и обладает достаточным уровнем антинагарных свойств.



а



б

**Рис. 2.** Вид поршня бензинового двигателя Saito GI-36 после эксплуатации с применением масел: образец А (20 ч) – а; образец Г (50 ч) – б

Образец масла Б показал удовлетворительные результаты в ходе стендовых испытаний на полномасштабном поршневом двигателе Saito GI-36. Образец масла В разработан в качестве отечественного аналога образца масла Г, допущен к применению в БЛА и в настоящее время используется в рамках мероприятий по импортозамещению. На рис. 2. приведён вид поршня двигателя по результатам испытаний на наихудшем и эталонном образцах масла.

### Результаты исследования

На рис. 3–6 представлены наглядные результаты испытаний образцов в форме электронно-микроскопических изображений общего вида образцов топливно-масляных смесей (а), выделенных областей с образовавшимися мицеллами (б), их геометрическими размерами и формами (в).

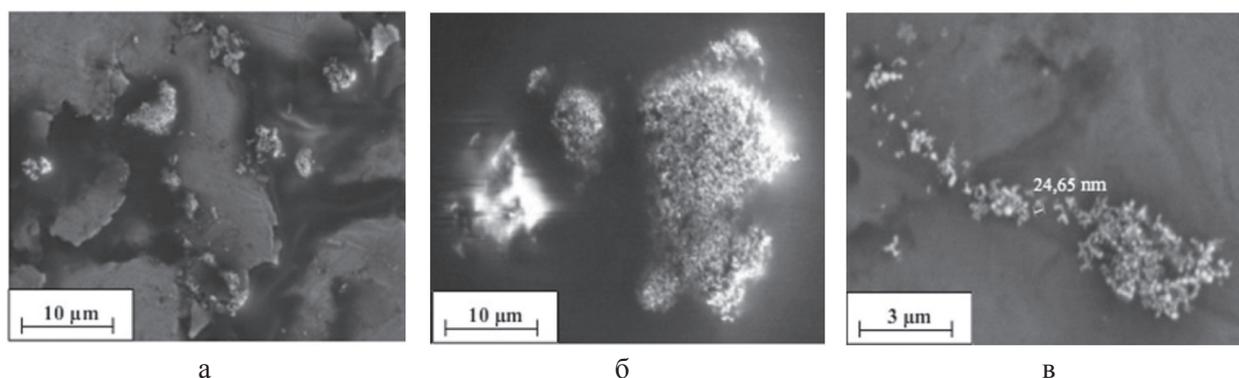


Рис. 3. Образец А

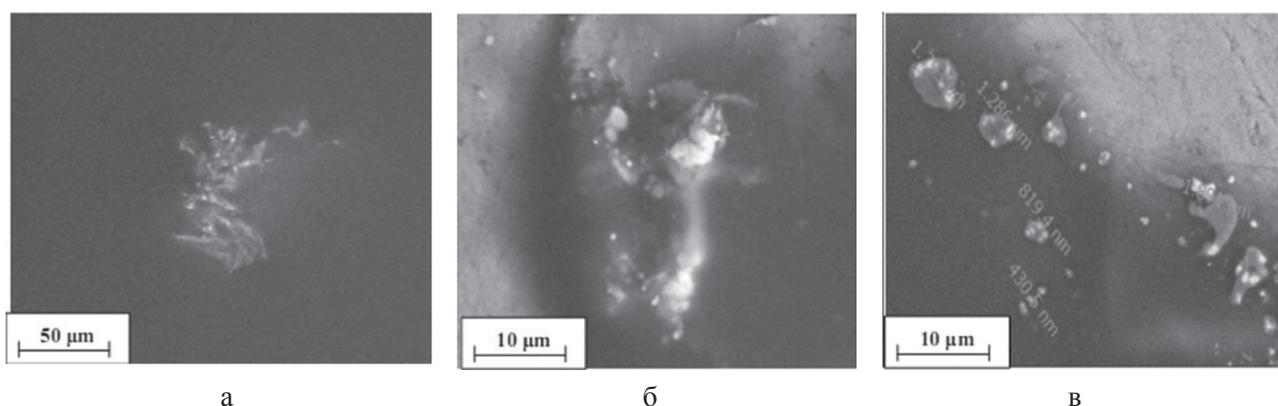


Рис. 4. Образец Б

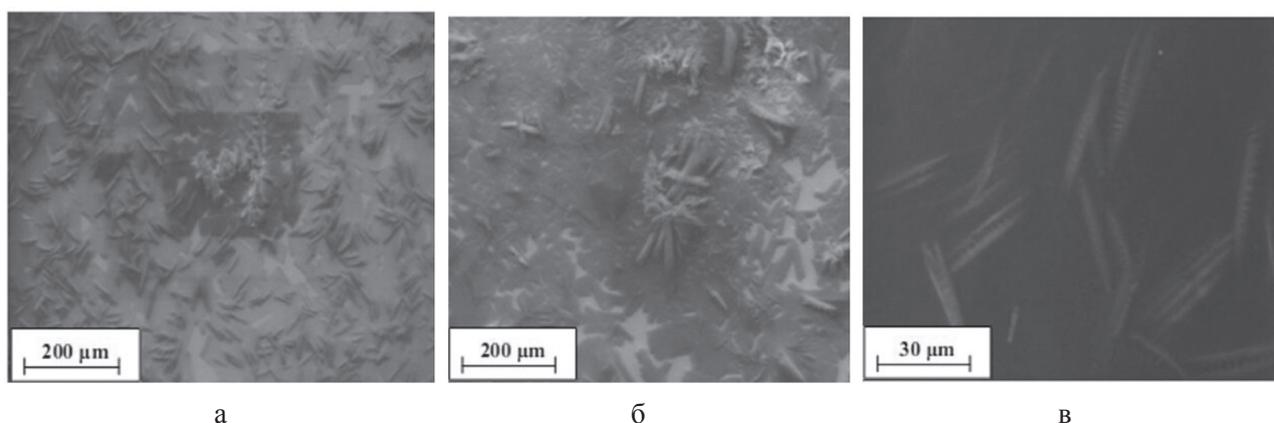


Рис. 5. Образец В

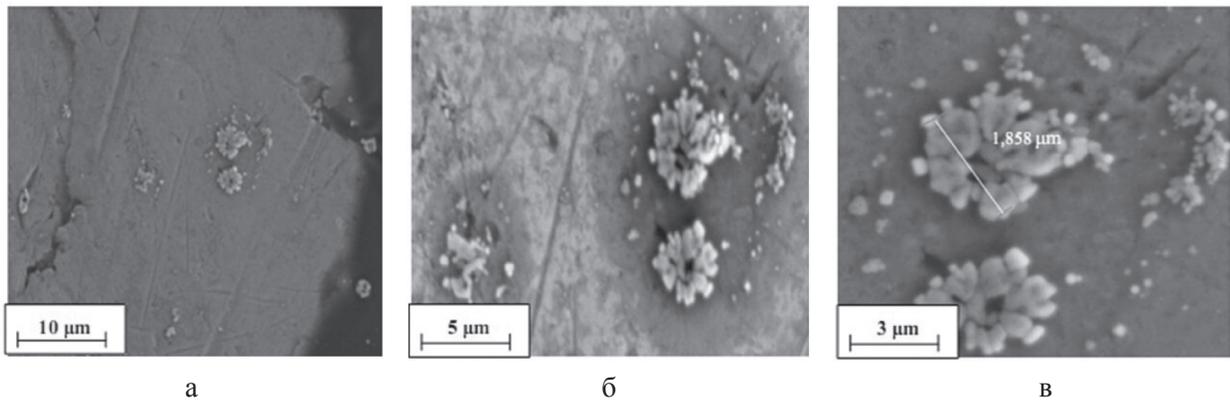


Рис. 6. Образец Г

### Обсуждение полученных результатов

По результатам исследования выявлено, что в топливно-масляной смеси с образцом А происходит интенсивное образование мицелл, которые формируют из отдельных структурных элементов вещества уплотнения большого размера. При этом в объёме формируется большое количество указанных уплотнений. Измерение одной из частей уплотнения показало, что размер отдельного структурного элемента составляет 24,65 нм. В топливно-масляной смеси с образцом Б также наблюдается структуризация мицелл в уплотнения, но меньшего размера по сравнению с композицией, содержащей образец масла А. Кроме того, наблюдается меньшее количество уплотнений в объёме. Геометрические размеры наибольшего структурного элемента уплотнений в данном образце составляют 1,891 мкм. В топливно-масляной смеси с образцом В наблюдается образование палочкообразных мицелл, которые равномерно распределены по всему объёму (ламелярная структура), имеют аналогичную форму и размеры.

При использовании топливно-масляной смеси с образцом Г образуется равномерная структура с формированием небольшого количества мицелл сферической формы в объёме по сравнению с образцами, включающими масла А и Б. При этом размер наиболее крупной мицеллы составляет 1,858 мкм.

На основании полученных результатов исследований и стендовых испытаний указанных образцов масел можно сделать вывод, что большие уплотнения мицелл в топливно-масляных смесях вызывают повышенное нагарообразование в двухтактных бензиновых двигателях. По-видимому, вследствие технических характеристик данного двигателя, топливно-масляная смесь не успевает полностью сгореть в ходе рабочего цикла ввиду образования подобной структуры мицелл. Несгоревшие остатки масла и топлива формируют слой нагара на деталях цилиндропоршневой группы двигателя и свечах. Равномерное распределение мицелл палочкообразной формы в объёме топливно-масляной смеси, вероятно, способствует её более полному сгоранию. Небольшое количество мицелл в объёме топливно-масляной смеси также минимизирует количество нагара в ходе эксплуатации двухтактного двигателя БЛА.

### Заключение

Получены данные, характеризующие особенности механизма образования нагара в двухтактных бензиновых двигателях БЛА и учитывающие многокомпонентную систему и структуру топливно-масляной смеси через концепцию квазимицеллярного строения. Проведённые исследования позволяют связать эксплуатационные характеристики топливно-масляных смесей на микроуровне с макропоказателями, которые характеризуют антинагарные свойства.

При этом положения указанной концепции требуют развития в части изучения влияния отдельных компонентов топлив и масел, различных марок горюче-смазочных материалов и их концентраций в составе топливно-масляных смесей на механизм образования мицелл, их геометрические размеры и формы.

Для изучения многокомпонентной системы и структуры топливно-масляной смеси предлагается использовать сканирующий электронный микроскоп при разрешении от 3 до 400 мкм. При этом методика испытаний в дальнейшем может быть усовершенствована в части подготовки проб, измерений образцов.

Моторные масла на основе синтетических базовых масел вызывают образование мицелл ламелярной структуры и/или их небольшого количества в объёме топливно-масляной смеси, что минимизирует количество нагара при эксплуатации двухтактных двигателей БЛА. Поэтому для их надёжной работы рекомендуется использовать моторные масла на синтетической или частично синтетической основе.

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

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

### Список источников

1. Кузнецов Г. А. Беспилотные летательные аппараты с поршневыми двигателями. Компоновки и конструкции: Монография. Москва: Спутник+, 2010. 194 с.
2. Михайлов Д. А. Разработка в Израиле систем противодействия БЛА // Зарубежное военное обозрение. 2018. № 2. С. 69.
3. Синяткин Д. А., Божков А. Ю., Горчаков М. А. Создание многофункциональных беспилотных летательных аппаратов: пути решения проблемных вопросов // Военная мысль. 2018. № 10. С. 86–91.
4. Иванов А. В., Криушин С. А., Селезнёв М. В. Обоснование требований к маслу для двухтактных двигателей беспилотных летательных аппаратов // Труды 25 ГосНИИ МО РФ по ограниченной тематике. Вып. 1. 2019. С. 116–121.
5. Маньшев Д. А., Иванов А. В., Криушин С. А., Чернышёва А. В., Потупчик С. Г. Исследование эксплуатационных свойств масла для малоразмерного поршневого авиационного двигателя // Труды 25 ГосНИИ МО РФ. Вып. 59. 2020. С. 253–261.
6. Грядун К. И. Химмотология авиационных горюче-смазочных материалов. Москва: ИД Академии Жуковского, 2021. 184 с.
7. Мойкин А. А., Меджибовский А. С., Криушин С. А., Селезнёв М. В., Кириков Е. Н. Разработка загущенного полусинтетического масла М-5з/20 АЭРО для авиационных поршневых четырехтактных бензиновых двигателей беспилотных летательных аппаратов // Мир нефтепродуктов. 2020. № 6. С. 44–47.
8. Папок К. К., Виппер А. Б. Нагары, лаковые отложения и осадки для автомобильных двигателей. Москва: Машгиз, 1977. 88 с.
9. Климентова Г. Ю., Маврин В. Ю. Компоненты топливных присадок для двухтактных двигателей // Вестник технологического университета. 2015. Т. 18. № 9. С. 114–116.
10. Алтунин В. А., Алтунин К. В., Львов М. В., Щиголев А. А., Алиев И. Н., Яновская М. Л. Проблемы систем смазки авиационных двигателей // Тепловые процессы в технике. 2021. Т. 13. № 8. С. 357–384.
11. Файзуллин Р. Н. Исследования эффективности средств для очистки нагарообразования и твердых отложений на поршневых кольцах двигателя внутреннего сгорания // Наука, техника и образование. 2017. Т. 1. № 5(35). С. 52–54.
12. Зырянов А. В., Сенюшкин Н. С., Харитонов В. Ф. Разработка метода диагностики камер сгорания ГТД на основе математического моделирования их рабочего процесса // Вестник Уфимского государственного авиационного университета. 2012. Т. 16. № 2. С. 98–105.

13. Лихтерова Н. М., Агаянц И. М. Феноменологическая модель квазимицеллярного строения светлых погонов нефти и моторных топлив // Наука и технология углеводородов. 2000. № 4. С. 24.
14. Серёгин Е. П., Лихтерова Н. М., Городецкий В. Г. О роли коллоидных систем в образовании осадков реактивными топливами // Химия и технология топлив и масел. 1990. № 9. С. 22.
15. Столярова О. О., Муравьёва Т. И., Загорский Д. Л., Белов Н. А. Микроскопия в исследовании поверхности антифрикционных многокомпонентных алюминиевых сплавов // Физическая мезомеханика. 2016. № 5. С. 105–114.

## References

1. Kuznetsov G. A. *Bespilotnye letatel'nye apparaty s porshnevymi dvigatelyami. Komponovki i konstruktsii: Monografiya [Unmanned aircraft with piston engines. Layouts and designs: Monograph]*, Moscow, Sputnik+ publ., 2010, 194 p. (In Russ.)
2. Mikhajlov D. A. Razrabotka v Izraile system protivodejstviya BLA, *Zarubezhnoe voennoe obozrenie*, 2018, no. 2, p. 69. (In Russ.)
3. Sinyatkin D. A., Bozhkov A. Yu., Gorchakov M. A. Sozdanie mnogofunktional'nykh bespilotnykh letatel'nykh apparatov: puti resheniya problemnykh voprosov, *Voennaya mysl'*, 2018, no. 10, pp. 86–91. (In Russ.)
4. Ivanov A. V., Kriushin S. A., Seleznyov M. V. Obosnovanie trebovanij k maslu dlya dvukhtaknykh dvigatelej bespilotnykh letatel'nykh apparatov, *Trudy 25 GosNII MO RF po ogranichennoj tematike*, 2019, vyp. 1, pp. 116–121. (In Russ.)
5. Manshev D. A., Ivanov A. V., Kriushin S. A., Chernysheva A. V., Potupchik S. G., Issledovanie ehkspluatatsionnykh svoystv masla dlya malorazmernogo porshnevoogo aviatsionnogo dvigatelya, *Trudy 25 GosNII MO RF*, 2020, vol. 59, pp. 253–261. (In Russ.)
6. Gryadunov K. I. *Khimmotologiya aviatsionnykh goryuche-smazochnykh materialov [Chemmotology of aviation fuels and lubricants]*, Moscow, Izdatelskiy Dom Akademii Zhukovskogo, 2021, 184 p. (In Russ.)
7. Mojkin A. A., Medzhibovsky A. S., Kriushin S. A., Seleznyov M. V., Kirikov E. N. Development of thickened semi-synthetic engine oil M-5z/20 AERO for four-stroke gasoline engines aircraft piston of unmanned aerial vehicles (UAVs), *Mir nefteproduktov*, 2020, no. 6, pp. 44–47. (In Russ.)
8. Papok K. K., Whipper A. B. *Nagary, lakovye otlozheniya i osadki dlya avtomobil'nykh dvigatelej [Nagars, lacquer deposits and sediments for automobile engines]*, Moscow, Mashgiz publ., 1977, 88 p. (In Russ.)
9. Klimentova G. Yu., Mavrin V. Yu. Komponenty toplivnykh prisadok dlya dvykhtaknykh dvigatelej, *Vestnik Tekhnologicheskogo Universiteta*, 2015, vol. 18, no. 9, pp. 114–116. (In Russ.)
10. Altunin V. A., Altunin K. V., Lvov M. V., Shchigolev A. A., Aliyev I. N., Yanovskaya M. L. Problems of aircraft engine lubrication systems, *Teplovye protsessy v tekhnike*, 2021, vol. 13, no. 8, pp. 357–384. (In Russ.)
11. Fayzullin R. N. Investigation of the effectiveness of means for cleaning deposits and solid deposits on the piston rings of an internal combustion engine, *Science, technology and education*, 2017, no. 5(35), vol. 1, pp. 52–54. (In Russ.)
12. Zyryanov A. V., Senyushkin N. S., Kharitonov V. F. Razrabotka metoda diagnostiki kamer sgoraniya GTD na osnove matematicheskogo modelirovaniya ikh rabocheho protsessa, *Vestnik Ufimskogo gosudarstvennogo aviatsionnogo universiteta*, 2012, vol. 16, no. 2, pp. 98–105. (In Russ.)
13. Likhterova N. M., Agayants I. M. Fenomenologicheskaya model' kvazimitsellyarnogo stroeniya svetlykh pogonov nefi i motornykh topliv, *Nauka i tekhnologiya uglevodorodov*, 2000, no. 4, p. 24. (In Russ.)
14. Seregin E. P., Likhterova N. M., Gorodetsky V. G. On the role of colloidal systems in the formation of precipitation by jet fuels, *Chemistry and technology of fuels and oils*, 1990, no. 9, p. 22. (In Russ.)
15. Stolyarova O. O., Muravyeva T. I., Zagorsky D. L., Belov N. A. Mikroskopiya v issledovanii po-verkhnosti antifriktsionnykh mnogokomponentnykh alyuminievnykh splavov, *Fizicheskaya mezomekhanika*, 2016, no. 5, pp. 105–114. (In Russ.)

### **Информация об авторах**

**Криушин Сергей Александрович**, старший научный сотрудник, 25-й Государственный научно-исследовательский институт химмотологии Министерства обороны Российской Федерации, Москва, Россия, sergkriushin78@gmail.ru

**Селезнёв Максим Витальевич**, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, 25-й Государственный научно-исследовательский институт химмотологии Министерства обороны Российской Федерации, Москва, Россия, mr.selmaks@mail.ru

### **Author information**

**Kriushin Sergey A.**, Senior Researcher, The 25 State Scientific Research Institute of Chemmotology of the Ministry of Defense of the Russian Federation, Moscow, Russia, sergkriushin78@gmail.ru

**Seleznyov Maxim V.**, Candidate of Sciences (Engineering), Senior Researcher, The 25 State Scientific Research Institute of Chemmotology of the Ministry of Defense of the Russian Federation, Moscow, Russia, mr.selmaks@mail.ru

*Статья поступила в редакцию 26.01.2023; одобрена после рецензирования 06.04.2023; принята к публикации 18.04.2023.  
The article was submitted 26.01.2023; approved after reviewing 06.04.2023; accepted for publication 18.04.2023.*

Научная статья  
УДК 629.735.015.4:539.433

## АНАЛИЗ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ ОБШИВКИ ЦЕНТРАЛЬНОЙ ЧАСТИ ФЮЗЕЛЯЖА ВЕРТОЛЁТОВ ТИПА МИ-8, ВЫЗВАННЫХ УСТАЛОСТЬЮ МАТЕРИАЛА ПОД ДЕЙСТВИЕМ ВИБРОАКУСТИЧЕСКИХ НАГРУЗОК

Ф. Ф. РАЗИНЬКОВ

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

**Аннотация.** В статье приведены основные результаты анализа усталостных повреждений обшивки центральной части фюзеляжа (ЦЧФ) вертолётов типа Ми-8. Установлены зоны ЦЧФ, в обшивке которых выявлено наибольшее количество трещин усталостного характера: верхний передний угол проёма сдвижной двери между шпангоутами № 1 и № 2, прилегающая к шпангоуту № 1 обшивка по месту крепления бортовой стрелы, обшивка в гаргроте вблизи установки обтекателя антенны АШС-1 между шпангоутами № 18 и № 19 и по левому борту гаргрота между шпангоутами № 21–23. Для повышения долговечности обшивки ЦЧФ рекомендовано провести её усиление в указанных зонах. Доработку обшивки в зоне крепления обтекателя антенны АШС-1 в соответствии с технологией бюллетеня № М2544-БД-Г проводить на всех вертолётах типа Ми-8, поступающих в ремонт, а не только на имеющих трещины в накладках под обтекатель. Для повышения эффективности дефектации обшивки ЦЧФ рекомендовано внести изменения в эксплуатационную документацию вертолёта типа Ми-8: визуальный осмотр обшивки ЦЧФ при оперативном техническом обслуживании выделить в отдельную операцию; в технологической карте привести данные о зонах, требующих особого внимания при проведении визуального осмотра с целью выявления повреждений обшивки, вызванных усталостью материала под действием виброакустических нагрузок.

**Ключевые слова:** вертолёт Ми-8, центральная часть фюзеляжа, обшивка, шпангоут, стрингер, ремонтная накладка, усталостное повреждение, трещина, эксплуатация авиационной техники

**Для цитирования:** 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.

## 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

F. F. RAZINKOV

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

**Abstract.** The article presents the main results of the analysis of fatigue damage to the skin of the central part of the fuselage (CPF) of Mi-8 helicopters. The CPF zones have been installed, in the skin of which the greatest number of fatigue cracks have been revealed: the upper front corner of the sliding door opening between frames no. 1 and no. 2, the skin adjacent to the frame no. 1 at the place of attachment of the side boom, the skin

in the rear fuselage compartment near the installation of the antenna fairing ASHS-1 between frames no. 18 and no. 19 and on the left on board the rear fuselage compartment between frames no. 21 – no. 23. To increase the durability of the CPF cladding, it is recommended to strengthen it in these zones. Modification of the skin in the area of attachment of the fairing of the ASHS -1 antenna in accordance with the technology of bulletin no. M2544-BD-G should be carried out on all Mi-8 helicopters coming in for repair, and not only on those with cracks in the fairing linings. To improve the efficiency of the defect of the CPF skin, it is recommended to make changes to the operational documentation of the Mi-8 helicopter: visual inspection of the CPF skin during operational maintenance should be separated into a separate operation; in the technological map, provide data on areas that require special attention when conducting a visual inspection in order to identify damage to the skin caused by fatigue of the material under the action of vibroacoustic loads.

**Keywords:** Mi-8 helicopter, central part of the fuselage, skin, frame, stringer, repair plate, fatigue damage, crack, operation of aviation equipment

**For citation:** 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.)

## Введение

Конструктивно ЦЧФ одинакова для планеров всех вертолётов модельного ряда Ми-8, Ми-8МТ, Ми-17, Ми-172 и Ми-171 вплоть до Ми-171А2 [1] и включает в себя каркас, состоящий из шпангоутов и стрингеров, и наружную обшивку (далее – обшивку).

В связи с этим анализ эксплуатационной повреждаемости обшивки ЦЧФ, вызванной усталостью материала под действием виброакустических нагрузок, проводится для:

– оценки изменения интенсивности выявления повреждений усталостного характера в конструкции ЦЧФ вертолётов типа Ми-8, на основании чего проводится коррекция периодичности осмотров и инструментального контроля силовых элементов конструкции, а также, при необходимости, уточнение зон контроля;

– прогнозирования расположения зон с усталостной повреждаемостью на вертолётах, имеющих одинаковую с ЦЧФ вертолётов типа Ми-8 конструкцию, но более нагруженных.

В данной статье термин «повреждение» используется применительно к усталостным трещинам, выявленным в объектах исследования в процессе эксплуатации авиационной техники.

## Объект и цель исследования

Объектом исследования является обшивка ЦЧФ парка вертолётов типа Ми-8, зарегистрированных в Государственном реестре гражданских воздушных судов Российской Федерации. Целью исследования является анализ повреждаемости обшивки ЦЧФ вертолётов типа Ми-8 под действием виброакустических нагрузок.

## Краткая характеристика объекта исследования

Наружная обшивка ЦЧФ выполнена из листов алюминиевого сплава Д16АТ (за исключением обшивки потолочной панели между шпангоутами № 1–10 ЦЧФ, которая изготовлена из титанового сплава ВТ1-1) толщиной от 0,8 до 1,2 мм.

Технологически ЦЧФ собирается из отдельных панелей и частей, к которым относятся потолочная и бортовые панели, грузовой пол и задний отсек (гаргрот) фюзеляжа.

Потолочная и бортовые панели и грузовой пол между шпангоутами № 1–13 ЦЧФ входят в состав грузовой кабины вертолёта.

Повреждения наружной обшивки грузового пола ЦЧФ имеют внешние признаки нагрузок, сопровождающихся общей и локальной пластической деформацией деталей [2]. Таким образом трещины в обшивке грузового пола образуются в основном под действием статических и повторно-статических нагрузок. В связи с этим в статье рассматриваются повреждения в виде трещин только бортовых и потолочной панелей грузовой кабины ЦЧФ.

Потолочная панель состоит из верхних частей шпангоутов, стрингеров и обшивки из алюминиевого сплава между стрингерами № 7 по левому борту (№ 7лев.) до стрингера № 1, являющегося самым высоко расположенным стрингером грузовой кабины ЦЧФ, и далее до стрингера № 7 по правому борту (№ 7прав.), склёпанных между собой.

Бортовые панели склёпаны из боковых частей неусиленных шпангоутов Z-образного сечения, стрингеров из уголковых профилей и обшивки из листов алюминиевого сплава между стрингерами № 7–23 по левому и правому бортам грузовой кабины ЦЧФ.

Задний отсек (гаргрот) состоит из продольного набора стрингеров, поперечного набора верхних арочных частей шпангоутов № 13–23 и наружной обшивки из алюминиевого сплава. Нумерация стрингеров в гаргроте, в отличие от грузовой кабины ЦЧФ, иная: наиболее низко расположенный стрингер имеет номер 31, самый высоко расположенный – номер 48, нумерация от стрингера № 31 до стрингера № 48 проводится одинаково для левого и правого бортов гаргрота ЦЧФ.

### **Краткий обзор выявления повреждений усталостного характера в обшивке ЦЧФ вертолётов типа Ми-8**

Трещины в обшивке ЦЧФ вертолётов типа Ми-8 гражданской авиации выявлялись с самого начала его эксплуатации. Так, уже в 1973–74 гг. при инспекторских осмотрах представителями Разработчика (в настоящее время – АО «НЦВ «Миль и Камов») на девяти вертолётах гражданской авиации, изготовленных в 1970–72 гг., в обшивке ЦЧФ было выявлено 11 трещин усталостного характера [3]. Шесть из них на пяти вертолётах обнаружены под накладкой и на накладке обтекателя антенны АШС-1 радиостанции Р-852, расположенного между шпангоутами № 18 и № 19 ЦЧФ (в зоне гаргрота), стрингерами № 1 и № 2лев. Остальные пять трещин на четырёх вертолётах были выявлены в зоне гаргрота между шпангоутами № 21–23, стрингерами № 34 – № 41лев.

Таким образом, с самого начала эксплуатации Ми-8 были выявлены зоны с интенсивным образованием трещин усталостного характера в обшивке ЦЧФ. Одна из этих зон обусловлена установленным в верхней части гаргрота обтекателем антенны АШС-1, находящимся в зоне циклического воздействия на него нагрузок от отбрасываемых лопастями несущего винта потоков воздуха. Ориентация под углом приблизительно  $45^\circ$  к продольной оси фюзеляжа и вид трещин, выявленных во второй зоне гаргрота, имеющих серповидную форму, свидетельствуют о преобладающем влиянии на их образование сжатия и крутящего момента, что может быть обусловлено циклическими нагрузками, создаваемыми лопастями рулевого винта.

Промышленностью оперативно были разработаны мероприятия, направленные на усиление зон с повышенной склонностью к образованию усталостных трещин в обшивке гаргрота. В конце 1972 года был введён в действие бюллетень № 249-ДК «Установка профилей 8АТ-0350-00-151 между стрингерами № 34 и 35, 34 и 33 в районе шп. № 22, 23 фюзеляжа», а в начале 1974 года – бюллетень № 295-ДК «Замена накладки 8АТ-7103-190-5 под антенну АШС-1 радиоприёмника Р-852 на усиленную».

По мере увеличения наработок вертолётов с начала эксплуатации (СНЭ) увеличивалось и количество зон обшивки ЦЧФ, в которых выявлялись трещины усталостного характера.

Одной из таких зон, где наиболее часто выявлялись подобные повреждения в процессе дефектации на авиационных ремонтных заводах (АРЗ), явилась зона в переднем верхнем углу

проёма сдвижной двери. Трещины в данной зоне были выявлены на 44 % вертолётов, прошедших дефектацию в АРЗ в течение 1977 года [4]. Для устранения повторяющегося дефекта в условиях АРЗ в 1981 году был разработан бюллетень № М1158-Р «Вертолёт Ми-8. По вопросу: Уточнение «Руководства по ремонту» (п. VI. Введение ремонта обшивки дверного проёма в верхнем углу).

По данным дефектации на АРЗ вертолётов, достигших наработки СНЭ 15 тыс. ч, повторяемость данного повреждения по состоянию на 1985 год составляла более 30 % [5]. По результатам проведённого анализа данного повреждения предприятиям промышленности было рекомендовано [5] разработать мероприятия по дефектации данной зоны, а также по усилению обшивки в верхнем переднем углу проёма сдвижной двери.

При дефектации вертолётов на одном из АРЗ в 1987 году повторяемость рассматриваемого повреждения достигла 51 %. По результатам проведённого анализа в [6] было сделано следующее заключение: «Дефект конструктивный, обусловлен недостаточной усталостной прочностью конструкции дверного проёма. Эффективные мероприятия по линии серии и ремонта отсутствуют».

Данный дефект продолжал оставаться самым массовым среди прочих дефектов, выявленных в элементах конструкции вертолётов, прошедших исследование технического состояния с расклёпкой фюзеляжа при достижении наработки СНЭ 16 тыс. ч [7].

Трещины в гаргроте ЦЧФ под накладкой обтекателя антенны АШС-1 в зоне шпангоута № 18 также были отнесены [8] к повреждениям, наиболее часто встречающимся при ремонте вертолётов, несмотря на то, что к этому времени (1991 год) данная зона была повторно усилена в соответствии с введённым в 1984 году бюллетенем № М1702-БД-Г «Вертолёт Ми-8. По вопросу: Фюзеляж – доработка мест установки антенн АШС-1». По данным дефектации такие трещины выявлялись на 40 % ремонтируемых вертолётов.

### **Анализ распределения эксплуатационных повреждений, вызванных усталостью материала обшивки, по зонам ЦЧФ**

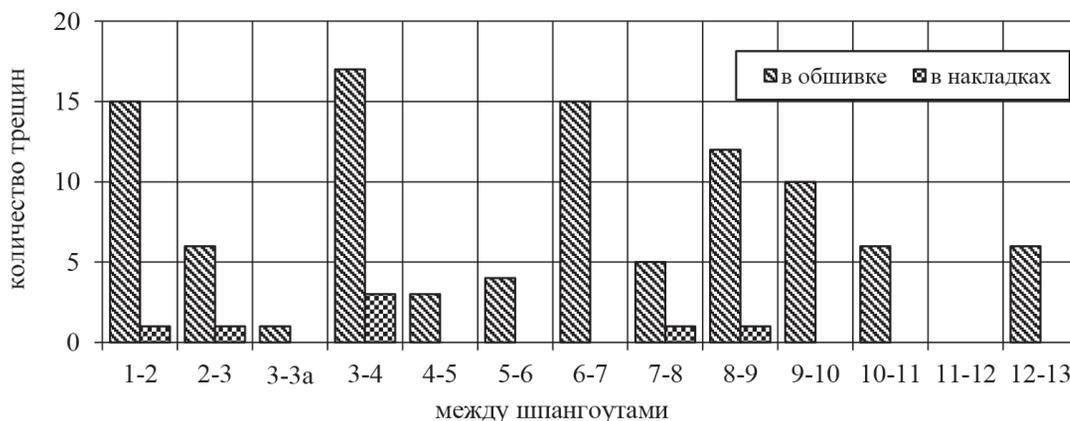
Наибольшее количество трещин усталостного характера выявлено за анализируемый период (с 1999 года по настоящее время) в обшивке и накладках обшивки проёма сдвижной двери ЦЧФ: на 228 экз. Ми-8 (из 424 экз., находящихся в настоящее время в эксплуатации) выявлено 357 трещин. Из всех выявленных в проеме сдвижной двери трещин 190 (на 150 экз. вертолётов) обнаружено в его верхнем переднем углу, из них 123 – в обшивке. За этот же период в обшивке и накладках обшивки бортовых и потолочных панелей грузовой кабины и гаргрота ЦЧФ 112 экз. вертолётов выявлено и зарегистрировано 183 эксплуатационных повреждения в виде трещин усталостного характера, из них 168 – в обшивке.

Таким образом, и в настоящее время трещины в переднем верхнем углу проема сдвижной двери продолжают оставаться самым многочисленным дефектом обшивки ЦЧФ вертолётов типа Ми-8. Несмотря на это, причина образования и характер данных усталостных трещин достаточно хорошо изучены и описаны [4–7], в связи с чем прочие трещины усталостного характера, выявленные в обшивке ЦЧФ, целесообразно рассмотреть без их учёта.

Имеющиеся конструктивные отличия грузовой кабины и гаргрота, о которых упомянуто выше, очевидно, вносят различие в распределение повреждений усталостного характера в обшивке этих двух основных частей ЦЧФ. В связи с этим распределение указанных повреждений, выявленных в обшивке грузовой кабины и гаргрота ЦЧФ, рассмотрено отдельно.

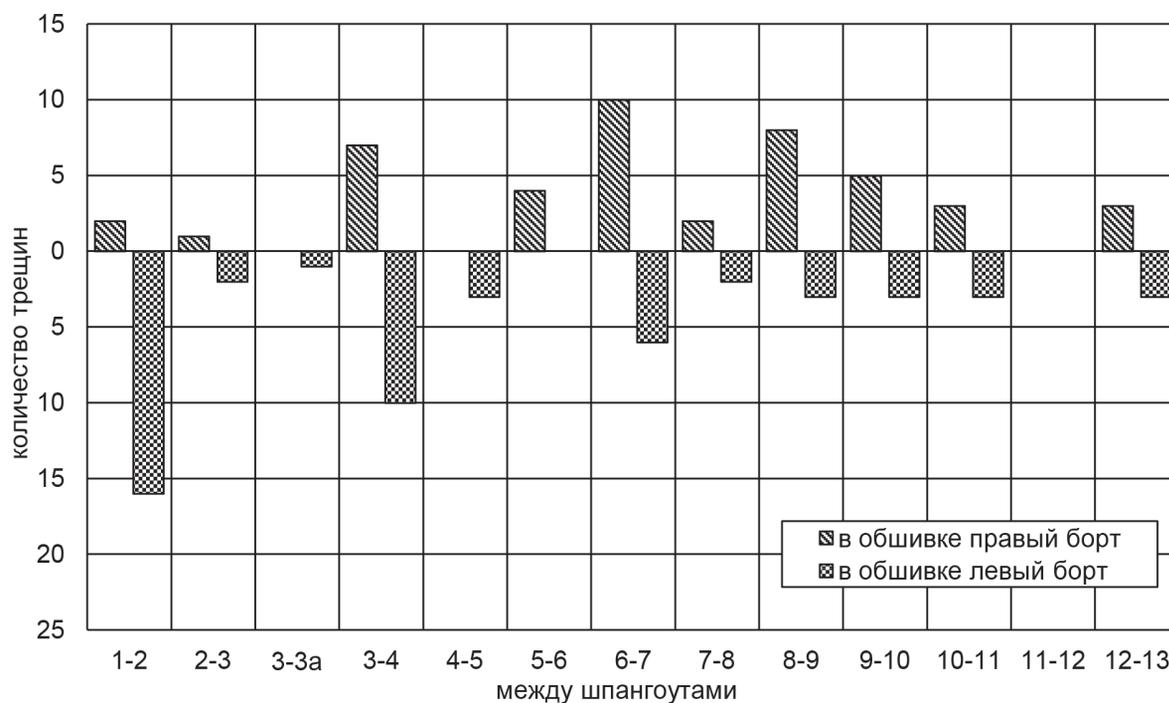
### **Анализ распределения эксплуатационных повреждений, вызванных усталостью материала обшивки, по зонам грузовой кабины ЦЧФ**

Трещины, выявленные в обшивке в продольном направлении грузовой кабины ЦЧФ, распределены достаточно равномерно (гистограммы на рис. 1).



**Рис. 1.** Гистограмма распределения суммарного количества трещин в обшивке и накладках обшивки в продольном направлении ЦЧФ в пределах грузовой кабины

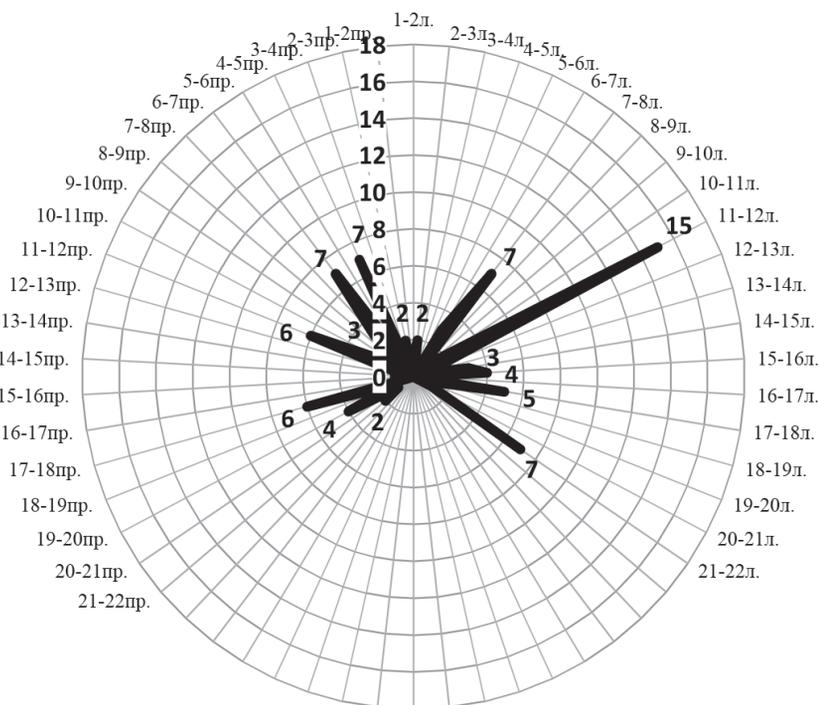
Образование подавляющего количества трещин, выявленных в обшивке грузовой кабины между шпангоутами № 1 и № 2, обусловлено нагрузками от соединительных фитингов, крепящих к шпангоуту № 1 ЦЧФ грузовую лебёдку ЛПГ-150 и бортовую стрелу в верхнем левом (по полёту) углу шпангоута № 1 между стрингерами № 11 и № 12лев. (рис. 2).



**Рис. 2.** Гистограмма распределения в продольном направлении ЦЧФ суммарного количества трещин в обшивке по правому и левому бортам в пределах грузовой кабины

Распределение суммарного количества трещин в обшивке грузовой кабины фюзеляжа (между шпангоутами № 1 – № 13 ЦЧФ) в окружном направлении приведено на лепестковой гистограмме рис. 3.

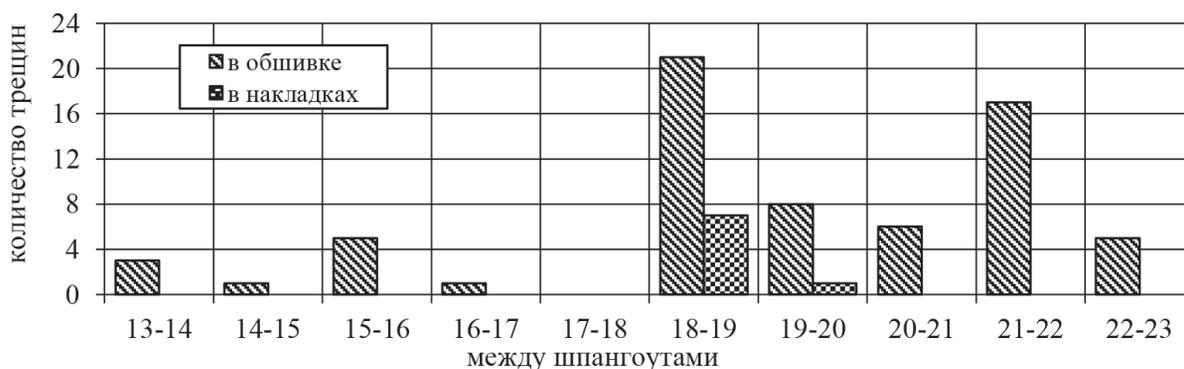
В целом в обшивке левых и правых бортовых панелей грузовой кабины ЦЧФ выявляется приблизительно одинаковое количество трещин усталостного характера (без учёта трещин между стрингерами № 11 и № 12лев. в зоне шпангоута № 1).



**Рис. 3.** Лепестковая гистограмма распределения в окружном направлении суммарного количества трещин в секторах обшивки грузовой кабины (между шпангоутами № 1–13ЦЧФ) между стрингерами ЦЧФ (пр. – правый по полёту борт, л. – левый)

### Анализ распределения эксплуатационных повреждений, вызванных усталостью материала обшивки, по зонам гаргрота ЦЧФ

В отличие от распределения трещин в обшивке грузовой кабины ЦЧФ распределение трещин в обшивке гаргрота ЦЧФ (рис. 4) имеет два выраженных максимума в зонах между шпангоутами № 18 и № 19 ЦЧФ и между шпангоутами № 21 и № 22 ЦЧФ.



**Рис. 4.** Гистограмма распределения суммарного количества трещин в обшивке и накладках обшивки в продольном направлении ЦЧФ в пределах гаргрота

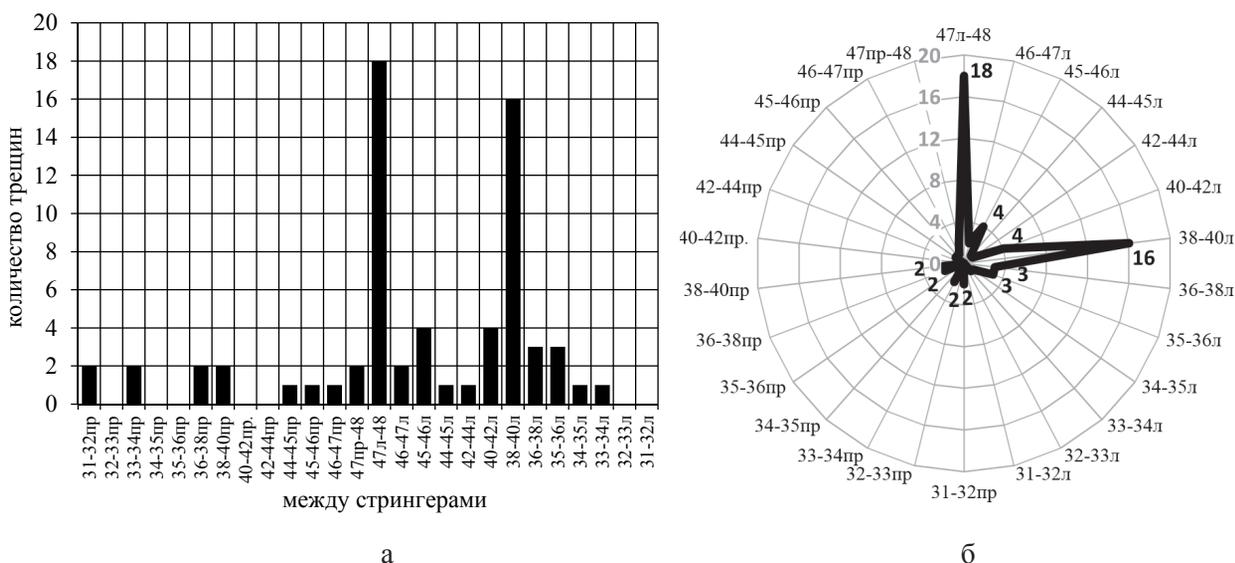
Все трещины в указанных зонах выявлены в обшивке левого борта гаргротов ЦЧФ (рис. 5).

Распределение суммарного количества трещин в обшивке гаргрота фюзеляжа (между шпангоутами № 13–23 ЦЧФ) в окружном направлении приведено на рис. 6. Приведенные на рис. 5 и 6 распределения наглядно свидетельствуют о том, что зонами с наибольшим количеством



**Рис. 5.** Гистограмма распределения в продольном направлении ЦЧФ суммарного количества трещин в обшивке по правому и левому бортам в пределах гаргрота

выявляемых в настоящее время трещин остаются те же зоны, что и в 70-е годы прошлого века: в районе обтекателя антенны АШС-1, установленного между шпангоутами № 18 и № 19 в верхней части фюзеляжа, и по левому борту фюзеляжа между шпангоутами № 21 и № 22, стрингерами № 38–40.



**Рис. 6.** Гистограмма (а) и лепестковая гистограмма (б) распределения в окружном направлении суммарного количества трещин в секторах обшивки гаргрота между стрингерами ЦЧФ (пр. – правый по полёту борт, л. – левый)

Усиления зоны обшивки по левому борту гаргрота фюзеляжа после введения в 1972 году бюллетеня № 249-ДК более не производилось, в то время как зона обшивки и накладка под обтекателем антенны АШС-1 усиливались трижды: в соответствии с бюллетенями № 295-ДК (1974 г.), № М1702-БД-Г (1984 г.), о которых упомянуто выше, а также бюллетенем № М2544-БД-Г, введённым в марте 1993 года.

Бюллетень № М2544-БД-Г «Вертолёт Ми-8. По вопросу: усиление фюзеляжа под установку антенн АШС-1» предусматривает проведение работ по доработке фюзеляжа в условиях АРЗ только на вертолётах, поступивших в ремонт с трещинами на накладках. Очевидно, что усиление данной зоны гаргрота на всех вертолётах, поступающих в ремонт, а не только с трещинами на накладках под обтекатель антенны АШС-1, позволит уменьшить количество дефектов в данной зоне фюзеляжа в процессе эксплуатации авиационной техники.

## Анализ распределения эксплуатационных повреждений, вызванных усталостью материала обшивки, по наработке с начала эксплуатации

Распределение общего количества трещин в обшивке и накладках обшивки ЦЧФ по наработке СНЭ приведено на гистограмме (рис. 7).

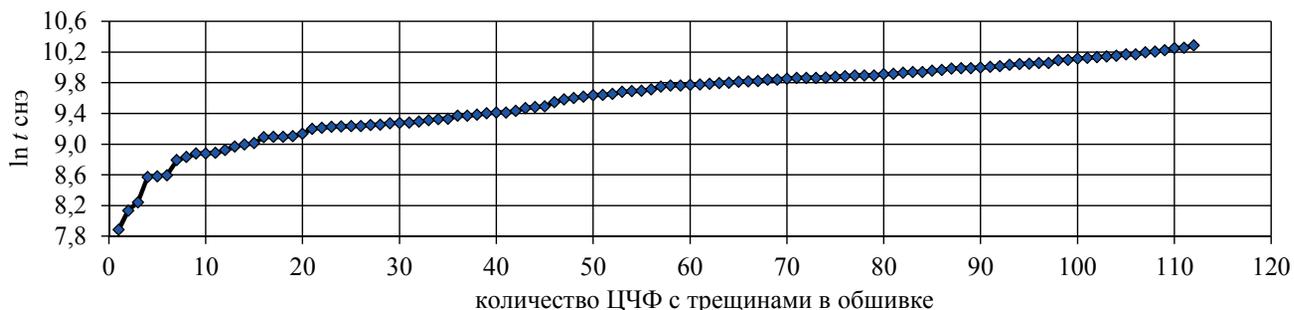


Рис. 7. Точечная гистограмма распределения логарифма наработки  $t_{СНЭ}$ , ч, до выявления трещин в обшивке и накладках обшивки ЦЧФ

Минимальная наработка СНЭ, при которой в потолочной панели обшивки ЦЧФ между шпангоутами № 6-№ 7 вертолёта Ми-8Т RA-22498 (заводской номер 9798712) выявлена трещина, составляет 2662 ч.

Минимальная наработка СНЭ, при которой трещины выявлены одновременно в обшивке нескольких панелей ЦЧФ, составляет 6596 ч (вертолёт Ми-8Т 06113, заводской номер 9775576). Трещины выявлены в правой бортовой панели между шпангоутами № 6 и № 7 и в потолочной панели между шпангоутами № 3 и № 3а и № 9 и № 10. Таким образом, начиная с наработки СНЭ приблизительно 6600 ч, усталостные повреждения единичных ЦЧФ вертолётов типа Ми-8 по признаку выявления трещин в двух и более панелях обшивки могут характеризоваться как многоэлементные [9].

## Анализ мероприятий, направленных на выявление трещин усталостного характера в обшивке ЦЧФ вертолётов типа Ми-8

Выявление трещин в обшивке, как и в шпангоутах ЦЧФ, осуществляется в процессе выполнения технического обслуживания с периодичностью, установленной Регламентом технического обслуживания вертолёта (РО), при дефектации в условиях АРЗ, а также при оценке технического состояния вертолётов при подтверждении возможности продолжения эксплуатации с увеличенными ресурсами и (или) сроками службы в соответствии с процедурами, предусмотренными Программой «ИП-Ми-8» [1].

РО вертолётов Ми-8 (часть 1, п. 1.08.03) установлены осмотровые работы в объёме оперативного технического обслуживания (ОТО) по формам ОВ<sub>1</sub>, А<sub>1</sub> и А<sub>2</sub>, проводимые в соответствии с Технологической картой (ТК) № 1.04.02. В ТК № 1.04.02 визуальный осмотр обшивки фюзеляжа с целью выявления трещин совмещён с осмотром обшивки хвостовой и концевой балок, а также с проверкой заклёпочных соединений планера вертолёта, проверкой обшивки с целью выявления потёков топлива и масла и проверкой чистоты дренажных отверстий для слива влаги в центральной части фюзеляжа и хвостовой балке. На выполнение всех перечисленных осмотровых работ выделяется всего 0,1 ч (6 мин.).

В результате при проведении ОТО техническим персоналом эксплуатирующих организаций выявлено менее 8 % от общего количества зарегистрированных усталостных трещин в обшивке ЦЧФ вертолётов типа Ми-8 [2]. Более 92 % от общего количества таких трещин выявлено либо

при дефектации в условиях АРЗ, либо при проведении оценки технического состояния вертолётов в соответствии с процедурами, предусмотренными Программой «ИП-Ми-8». Минимальная наработка СНЭ или после последнего ремонта (ППР), как в первом, так и во втором случае, не превышает 2000 ч.

Оценка вероятности выявления усталостных трещин в обшивке ЦЧФ на ранней стадии их развития (трещин минимальных размеров, выявляемых оптико-визуальным методом контроля) для различной периодичности выполнения работ проводилась по формуле [10]:

$$P(t) = \Phi \left[ \frac{T_c - t}{s} \right],$$

где  $t$  – периодичность выполнения работ, ч;  $T_c$  – средняя наработка до выявления трещин в обшивке ЦЧФ, ч;  $s$  – стандартное отклонение наработки до выявления трещин в обшивке ЦЧФ,  $\Phi[z]$  – значение нормированной функции Лапласа для аргумента вероятности  $P(t)$ .

Оценки, проведённые для периодичности работ, выполняемых при дефектации в условиях АРЗ или при оценке технического состояния вертолёт (  $t=2000$  ч) и для максимальной периодичности работ, проводимых при периодическом техническом обслуживании (  $t=750$  ч) показали, что уменьшение периодичности работ не приводит к существенному увеличению вероятности выявления трещин.

В этих условиях, очевидно, единственным способом повысить эффективность дефектации обшивки ЦЧФ является коррекция технологической карты.

С этой целью в ТК № 1.04.02 РО вертолёт Ми-8 (ч. 1) предлагается внести следующие изменения. Операцию визуального осмотра обшивки фюзеляжа выделить в отдельный подпункт, разделив с операциями осмотра обшивки хвостовой и концевой балок.

В подпункте привести сведения о зонах, на которые следует обратить особое внимание при проведении осмотра, а именно:

*в пределах грузовой кабины:*

- в зоне отверстия под крепление бортовой стрелы в районе шпангоута № 1 между стрингерами № 11–13 по левому борту;
- в верхнем переднем углу проема сдвижной двери между шпангоутами № 1 и № 2, стрингерами № 10–13 по левому борту;
- в переднем верхнем углу проема аварийного выхода между шпангоутами № 3 и № 4, стрингерами № 10–13 по правому борту;

*в пределах гаргрота:*

- в зоне установки обтекателя антенны АШС-1 между шпангоутами № 18 и № 19, стрингерами № 47лев. – № 48;
- между шпангоутами № 21 и № 22 по левому борту вертолёт.

## **Заключение**

В настоящее время наибольшее количество эксплуатационных повреждений в обшивке ЦЧФ вертолётов типа Ми-8, вызванных усталостью материала под действием виброакустических нагрузок, выявляется в проёме сдвижной двери грузовой кабины.

Помимо этой зоны значительное количество усталостных трещин выявляется в обшивке грузовой кабины ЦЧФ в зоне установки грузовой лебёдки и бортовой стрелы в районе шпангоута № 1 между стрингерами № 11–13 по левому борту фюзеляжа. В обшивке гаргрота ЦЧФ наибольшее количество усталостных трещин выявляется в зоне установки обтекателя антенны АШС-1 между шпангоутами № 18 и № 19 в верхней части фюзеляжа и в зоне по левому борту фюзеляжа между шпангоутами № 21 и № 22, стрингерами № 38–40.

Для повышения долговечности обшивки ЦЧФ вертолётв типа Ми-8 рекомендуется провести её усиление в перечисленных зонах, при этом усиление обшивки и накладкв фюзеляжа в зоне крепления обтекателя антенны АШС-1 в соответствии с технологией, приведённой в бюллетене № М2544-БД-Г, проводить на всех вертолётвх типа Ми-8, поступающих в ремонт, а не только на имеющих трещины в накладках под обтекатель антенны.

Для повышения эффективности дефектации обшивки ЦЧФ техническим персоналом авиапредприятий рекомендовано внести изменения в эксплуатационную документацию вертолётв типа Ми-8. С этой целью предлагается визуальный осмотр обшивки ЦЧФ, проводимый при оперативном техническом обслуживании, выделить в отдельную операцию. В технологической карте рекомендовано привести данные о зонах, требующих особого внимания при проведении визуального осмотра с целью выявления повреждений обшивки, вызванных усталостью материала под действием виброакустических нагрузок.

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

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

### Список источников

1. Разиньков Ф. Ф. Анализ эксплуатационных повреждений шпангоутов центральной части фюзеляжа вертолётв типа Ми-8, вызванных усталостью материала под действием виброакустических нагрузок // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 41. С. 9–21.
2. Сбор и систематизация эксплуатационных данных о повреждениях вертолётных конструкций, обусловленных виброакустическим воздействием. Часть 1. Вертолётв типа Ми-8, Ми-8МТВ-1, Ми-8АМТ: Научно-технический отчёт. ФГУП ГосНИИ ГА, 2020. 290 с.
3. Справка о дефектах по каркасу хвостовой части фюзеляжа, хвостовой и концевой балкам вертолётв Ми-8, встретившихся в эксплуатации (по состоянию на конец 1974 г.). П/я В-2323, 1974. 33 с.
4. Провести исследование технического состояния конструкции вертолётв и их основных агрегатов с целью получения материалов для определения возможности установления ресурсов до 1-го ремонта: Отчёт ГосНИИ ГА № 115/18-Ми-8/77. 1977. 62 с.
5. Провести исследования условий эксплуатации и эксплуатационной долговечности с целью обоснования, подтверждения и увеличения назначенных ресурсов и сроков службы воздушных судов гражданской авиации: по вертолёту Ми-8 до 15 000 л. ч.: Отчёт о научно-исследовательской работе. ГосНИИ ГА. 1985. 110 с.
6. Провести анализ и обобщение опыта лётной и технической эксплуатации и ремонта вертолётв Ми-8: Отчёт о научно-исследовательской работе. ГосНИИ ГА. 1987. 116 с.
7. Анализ опыта эксплуатации и ремонта вертолётв Ми-8 в предприятиях гражданской авиации: Отчёт ГосНИИ ГА. 1989. 33 с.
8. Провести исследование условий эксплуатации и технического состояния с целью увеличения вертолётам Ми-8 назначенного ресурса до 20 000 л. ч.: Отчёт ГосНИИ ГА № 133/39-Ми-8/91 о научно-исследовательской работе. 1991. 96 с.
9. Рекомендательный циркуляр РЦ-АП25.571-1А. Оценка допустимости повреждений и усталостной прочности конструкции. ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н. Е. Жуковского», 2015. 107 с.
10. Выбор метода технической эксплуатации вертолётв типа Ми-8МТ (Ми-8МТВ-1, Ми-8АМТ) и его функциональных систем. Москва: ОАО «МВЗ им. М.Л. Миля», 2010. 34 с.

### References

1. 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.)

2. Sbor i sistematizatsiya ehkspluatatsionnykh dannyykh o povrezhdeniyakh vertoletnykh konstruksij, obuslovlennykh vibroakusticheskim vozdejstviem. Chast' 1. Vertolety tipa Mi-8, Mi-8MTV-1, Mi-8AMT, Nauchno-tehnicheskij otchet, FGUP GosNII GA publ., 2020, 290 p. (In Russ.)
3. Spravka o defektakh po karkasu khvostovoj chasti fyuzelyazha, khvostovoj i kontsevoj balkam vertoleta Mi-8, vstretivshikhsya v ehkspluatatsii (po sostoyaniyu na konets1974), P/ya-2323, 1974. (In Russ.)
4. Provesti issledovanie tekhnicheskogo sostoyaniya konstruksii vertoletov i ikh osnovnykh agregatov s tsel'yu polucheniya materialov dlya opredeleniya vozmozhnosti ustanovleniya resursov do pervogo remonta, Otchet GosNII GA no. 115/18-Mi-8/77, 1977, 62 p. (In Russ.)
5. Provesti issledovaniya uslovij ehkspluatatsii i ehkspluatatsionnoj dolgovechnosti s tsel'yu obosnovaniya, podtverzhdeniya i uvelicheniya naznachennykh resursov i srokov sluzhby vozdushnykh sudov grazhdanskoj aviatsii: po vertoletu Mi-8 do 15,000 l. ch., Otchet o nauchno-issledovatel'skoj rabote GosNII GA, 1985, 110 p. (In Russ.)
6. Provesti analiz i obobshchenie opyta ehkspluatatsii i remonta vertoleta Mi-8, Otchet o nauchno-issledovatel'skoj rabote GosNII GA, 1987, 116 p. (In Russ.)
7. Analiz opyta ehkspluatatsii i remonta vertoletov Mi-8 v predpriyatiyakh grazhdanskoj aviatsii, Otchet GosNII GA, 1989, 33 p. (In Russ.)
8. Provesti issledovaniya uslovij ehkspluatatsii i tekhnicheskogo sostoyaniya s tsel'yu uvelicheniya vertoletam Mi-8 naznachennogo resursa do 20,000 letnykh chasov, Otchet GosNII GA no. 133/39-Mi-8/91 o nauchno-issledovatel'skoj rabote, 1991, 96 p. (In Russ.)
9. Rekomendatel'nyj tsirkulyar RC-AP25.571-1A. Otsenka dopustimosti povrezhdenij i ustalostnoj prochnosti konstruksii, FGUP "TsAGI im. prof. N. E. Zhukovskogo" publ., 2015, 107 p. (In Russ.)
10. Vybor metoda tekhnicheskoy ehkspluatatsii vertoleta tipa Mi-8MT (Mi-8MTV-1, Mi-8AMT) i ego funktsional'nykh sistem. Moscow, MVZ im. M. L. Milya publ., 2010, 34 p. (In Russ.)

### Информация об авторе

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

### Author 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@ncplg.ru

*Статья поступила в редакцию 31.01.2023; одобрена после рецензирования 06.04.2023; принята к публикации 18.04.2023.  
The article was submitted 31.01.2023; approved after reviewing 06.04.2023; accepted for publication 18.04.2023*

Научная статья

УДК [658.336:629.735.072.8]:519.87

## ЭНТРОПИЙНАЯ МОДЕЛЬ ОЦЕНКИ И МОНИТОРИНГА РАСПРЕДЕЛЕНИЯ И ПЕРЕКЛЮЧЕНИЯ ЗРИТЕЛЬНОГО ВНИМАНИЯ ПИЛОТА ПРИ ПЕРВОНАЧАЛЬНОЙ ЛЁТНОЙ ПОДГОТОВКЕ

(публикуется в рамках реализации молодёжной политики Научного вестника ГосНИИ ГА)

Л. И. ФРОЛОВА<sup>1</sup>, А. К. ВОЛКОВ<sup>1</sup>, С. Г. КОСАЧЕВСКИЙ<sup>1</sup>, З. Р. ЗАББАРОВ<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup> Ульяновский институт гражданской авиации имени Главного маршала авиации Б. П. Бугаева, Ульяновск, Россия

<sup>2</sup> ПАО «Аэрофлот – российские авиалинии», Москва, Россия

**Аннотация.** В статье рассматривается возможность применения дифференциальной энтропии для оценки и мониторинга распределения и переключения зрительного внимания (РПЗВ) пилота в процессе первоначальной лётной подготовки. РПЗВ описывается с помощью многомерной случайной величины (вектора), для которой в дальнейшем рассчитывается дифференциальная энтропия. Отдельные компоненты вектора представляются одномерными случайными величинами, описывающими параметры глазодвигательной деятельности пилотов, которые могут быть получены с применением технологии айтрекинга. Компоненты вектора при этом могут быть взаимосвязаны. Энтропия отражает степень сформированности навыка РПЗВ при выполнении приборного полёта, а также является параметром управления системой РПЗВ. Предлагается ввести показатель «энтропийное расстояние» РПЗВ. Данный показатель позволит оценить степень отклонения диагностируемого РПЗВ от эталонного, основой которого могут быть РПЗВ опытного пилота или инструктора. Представлена апробация предложенного подхода на основе данных проведённого экспериментального исследования на базе тренажёрного центра Ульяновского института гражданской авиации. Применение технологии айтрекинга и предлагаемого подхода может стать основой для разработки новых методов первоначальной лётной подготовки пилотов, позволяющих учитывать одновременно все основные характеристики глазодвигательной деятельности с учётом их взаимосвязей.

**Ключевые слова:** энтропия, зрительное внимание пилота, первоначальная лётная подготовка, эксплуатация авиационной техники, транспортные системы страны

**Для цитирования:** Фролова Л. И., Волков А. К., Косачевский С. Г., Заббаров З. Р. Энтропийная модель оценки и мониторинга распределения и переключения зрительного внимания пилота при первоначальной лётной подготовке // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 42. С. 39–48.

## ENTROPY MODEL FOR ASSESSING AND MONITORING INITIAL FLIGHT PILOT'S VISUAL ATTENTION DISTRIBUTION

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

L. I. FROLOVA<sup>1</sup>, A. K. VOLKOV<sup>1</sup>, S. G. KOSACHEVSKY<sup>1</sup>, Z. R. ZABBAROV<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup> Ulyanovsk Civil Aviation Institute, Ulyanovsk, Russia

<sup>2</sup> PJSC «Aeroflot – Russian Airlines», Moscow, Russia

**Abstract.** The article discusses the possibility of using differential entropy to assess and monitor pilot's visual attention distribution (PVAD) during initial flight training. PVAD is described using a multidimensional random variable (vector). Then differential entropy is calculated for it. Individual components of the vector are represented by one-dimensional random variables describing parameters of pilots' oculomotor activity, which can be obtained using eye-tracking technology. In this case, components of the pilot's visual attention vector can be interdependent. Entropy reflects the level of PVAD during instrument flight and is also a control parameter of PVAD. It is proposed to introduce the indicator "entropy distance" of PVAD. This indicator will make it possible to assess the degree of deviation of the diagnosed PVAD from the reference one, which can be based on PVAD of an experienced pilot or instructor. An approbation of the proposed approach is presented based on experimental study conducted in Ulyanovsk Civil Aviation Institute. Eye-tracking technology and the proposed approach will make it possible to implement a new approach to initial pilot training, which takes into account all main characteristics of pilots' oculomotor activity and their interrelations.

**Keywords:** entropy, pilot's visual attention, initial flight training, operation of aviation equipment, country transport systems

**For citation:** Frolova L. I., Volkov A. K., Kosachevsky S. G., Zabbarov Z. R. Entropy model for assessing and monitoring initial flight pilot's visual attention distribution, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 42, pp. 39–48. (In Russ.)

## Введение

Повышение уровня автоматизации управления воздушных судов (ВС) привело к значительному усложнению авиационной техники и уменьшению физической нагрузки на экипаж. При этом умственная нагрузка на членов лётных экипажей ВС не только не снизилась, но, возможно, и возросла. Появился целый ряд принципиально новых проблем, кардинально изменивших как структуру действий, так и взаимодействие членов лётных экипажей.

Кардинальные изменения в структуре деятельности членов лётных экипажей требуют совершенствования методики лётного обучения, в полной мере учитывающего особенности и возможности нового поколения учебных ВС. Для выполнения этой работы проводятся научные исследования по разработке методов профессиональной подготовки пилотов на основе оптимизации РПЗВ. В этих работах авторами исследуются процессы РПЗВ и принятия решений с помощью технологии айтрекинга [1], указывается на то, что поддержание структурированного перемещения взгляда приводит к лучшему результату, чем случайное визуальное сканирование [2–4].

В рамках настоящего исследования обосновывается возможность применения модели оценки и мониторинга РПЗВ пилота для транспортных систем страны в процессе первоначальной лётной подготовки на основе дифференциальной энтропии.

## Анализ применения энтропии в исследованиях глазодвигательной деятельности пилотов

Вопросы применимости энтропии для оценки глазодвигательной деятельности пилотов рассматриваются в работах [5, 6]. Определение энтропии осуществляется с помощью методов, основывающихся на концепции теории информации, которая описывает количество необходимой информации для генерации данной последовательности в качестве меры общей неопределённости. Принимая во внимание данную концепцию, определим энтропию взгляда, базируясь на методе, в котором уравнение энтропии  $S$  Шеннона [7] применяется к распределению вероятности координат фиксации взгляда пилота для вычисления среднего уровня неопределённости в пространственном распределении последовательности фиксаций, сгенерированной в данный период времени:

$$S = -\sum_{i=1}^n p_i \log_2 p_i,$$

где  $p_i$  – вероятность появления  $i$ -го символа ( $i$ -го набора координат фиксации взгляда) из кода, содержащего  $n$  символов (весь набор возможных координат взгляда),  $\sum_{i=1}^n p_i = 1$ ,  $p_i \geq 0$ ,  $i = 1, \dots, n$ . (в каждый момент времени).

В этом случае большая энтропия или неопределённость указывает на более широкое распределение фиксаций по всему зрительному полю, что свидетельствует о большей дисперсии взгляда.

В работе [8] применяется другой метод – энтропия перехода взгляда, который основан на стационарном распределении фиксаций для дальнейшего изучения закономерностей при визуальном сканировании. Для этого уравнение условной энтропии применяется к цепям Маркова цепных переходов фиксаций. Это обеспечивает среднюю меру предсказуемости шаблонов визуального сканирования, где более высокая энтропия предполагает менее структурированный или более случайный характер распределения внимания.

Таким образом, применение энтропийных моделей является актуальным и перспективным направлением для оценки и мониторинга РПЗВ. Однако существующие модели в основном носят частный характер и связывают энтропию с отдельными фактическими характеристиками глазодвигательной деятельности. К тому же рассмотренные модели не имеют явных переменных, воздействуя на которые можно было бы изменять значение энтропии и таким образом осуществлять управление РПЗВ.

Целью данной работы является рассмотрение нового подхода к энтропийной оценке и мониторингу РПЗВ, который позволяет учитывать одновременно все основные характеристики глазодвигательной деятельности пилота и их взаимосвязи.

### Описание метода исследования и постановка задачи

Для моделирования РПЗВ предлагается подход, основанный на дифференциальной энтропии случайного вектора. Данный вектор описывается в виде многомерной случайной величины  $\mathbf{Y} = (Y_1, Y_2, \dots, Y_m)^T$ . Отдельные компоненты вектора  $Y_i$  ( $i = 1, 2, \dots, m$ ), в свою очередь, являются одномерными случайными величинами, представляющими параметры глазодвигательной деятельности пилотов. Данные компоненты при этом могут быть взаимозависимыми.

Формула дифференциальной энтропии случайного нормально распределенного вектора  $\mathbf{Y}$  представляется следующим образом [9]:

$$H(\mathbf{Y}) = \sum_{i=1}^m H(Y_i) + \frac{1}{2} \ln |R|, \quad (1)$$

где  $|R|$  – определитель корреляционной матрицы  $R$  случайного вектора  $\mathbf{Y}$ ,  $H(Y_i)$  – энтропия каждой из нормальных случайных величин, равная [9]:

$$H(Y) = \frac{1}{2} \ln \left[ (2\pi e) \delta_{Y_i}^2 \right], \quad i, j = 1, 2, \dots, m,$$

где  $\delta_{Y_i}^2$  – дисперсия случайной величины  $Y_i$ .

Исходя из анализа составляющих модели (1) можно сделать вывод, что изменение энтропии происходит за счёт изменения дисперсии (определитель её обозначим  $V$ ), её компонент и/или изменения корреляционных взаимосвязей между ними.

Компоненту  $H(\mathbf{Y})_V = \sum_{i=1}^m H(Y_i)$  энтропии (1) можно описать как составляющую, соответствующую фактору независимости элементов системы РПЗВ, компоненту  $H(\mathbf{Y})_R = 0,5 \ln |R|$  – как составляющую, соответствующую фактору самоорганизации системы РПЗВ.

Применение формулы (2) как суммы компонент в некоторых случаях может не точно характеризовать различные состояния РПЗВ. Для совершенствования диагностических свойств модели (2) можно рассматривать её не в скалярной, а векторной форме  $\mathbf{h}(\mathbf{Y}) = (h_V; h_R) = (H(\mathbf{Y})_V; H(\mathbf{Y})_R)$ . Направление и величину энтропийного вектора в рамках конкретных задач мониторинга следует задавать исходя из особенностей исследуемой системы РПЗВ. Авторами предлагается ввести показатель «энтропийное расстояние» РПЗВ:

$$\rho_H = (\mathbf{Y}^{(1)}, \mathbf{Y}^{(2)}) = \sqrt{[H(\mathbf{Y}^{(1)})_V - H(\mathbf{Y}^{(2)})_V]^2 + [H(\mathbf{Y}^{(1)})_R - H(\mathbf{Y}^{(2)})_R]^2} \quad (2)$$

Здесь индексы «1» и «2» характеризуют значение компонент энтропийной модели при предыдущем и текущем периодах контроля.

Данный показатель позволит оценить степень отклонения диагностируемого РПЗВ от эталонного, за основу которого могут браться РПЗВ опытного пилота или инструктора.

В случае выявления отклонения одним из механизмов для снижения энтропии является мероприятие по изменению корреляционных связей между компонентами. Выбор конкретной компоненты воздействия может осуществляться с использованием градиентного метода. Для выявления направления уменьшения функции определителя корреляционной матрицы следует вычислить антиградиент, позволяющий определить те компоненты РПЗВ пилота, увеличение или уменьшение значения корреляционных связей которых в наибольшей степени повлияет на изменение энтропии.

### Мониторинг РПЗВ на основе дифференциальной энтропии

Энтропийная модель (1) представляет собой общую диагностическую модель оценки РПЗВ пилота. Рассмотрим развитие данной модели для задач мониторинга РПЗВ. Под мониторингом понимается последовательный процесс сбора, обработки и анализа информации о параметрах глазодвигательной деятельности пилота в процессе первоначальной лётной подготовки с последующим использованием данной информации для обучения рациональным методам РПЗВ.

В качестве компонент случайного вектора энтропийной модели мониторинга РПЗВ предлагается использовать следующие показатели [10]:

$Y_1$  – комплексный показатель РПЗВ, характеризующий общее количество фиксаций;

$Y_2$  – комплексный показатель РПЗВ, характеризующий общую длительность фиксаций;

$Y_3$  – комплексный показатель РПЗВ, характеризующий общее количество возвращений к определённой области интереса.

Данные показатели рассчитываются по следующей формуле:

$$E = \frac{\sum_{i=1}^k E_{ROI} w_k}{\sum_{i=1}^n E_{ROI} w_n}, \quad (3)$$

где  $E_{ROI}$  – показатель, характеризующий параметр глазодвигательной деятельности в определённой области интереса;  $w$  – численное значение приоритета для области интереса [11];  $k$  – количество областей интереса, контролируемых на заданном этапе;  $n$  – общее количество областей интереса.

Пусть случайные векторы  $\mathbf{Y}_1^{(1)} = (Y_1^{(1)}, Y_2^{(1)}, Y_3^{(1)})$  и  $\mathbf{Y}_1^{(2)} = (Y_1^{(2)}, Y_2^{(2)}, Y_3^{(2)})$  характеризуют РПЗВ на данном и предыдущем этапе контроля, и их компоненты имеют нормальное распределение. Тогда формула мониторинга РПЗВ будет представлена в следующем виде [9]:

$$H(\mathbf{Y}) = \sum_{i=1}^3 \ln \frac{\sigma_{Y_k^{(2)}}}{\sigma_{Y_k^{(1)}}} + 0,5 \ln \left| \frac{R_{\mathbf{Y}^{(2)}}}{R_{\mathbf{Y}^{(1)}}} \right|. \quad (4)$$

где  $|R_{\mathbf{Y}^{(u)}}|$  – определитель корреляционной матрицы  $R_{\mathbf{Y}^{(u)}}$  случайного вектора  $\mathbf{Y}^{(u)}$ ,  $u=1, 2$ .

Запишем соотношения для  $\Delta H(\mathbf{Y})_V$  и  $\Delta H(\mathbf{Y})_R$  – изменений энтропии вследствие изменения дисперсий и определителей корреляционных матриц соответственно:

$$\Delta H(\mathbf{Y})_V = \sum_{i=1}^3 \ln \frac{\sigma_{Y_k^{(2)}}}{\sigma_{Y_k^{(1)}}}; \quad \Delta H(\mathbf{Y})_R = 0,5 \ln \left| \frac{R_{\mathbf{Y}^{(2)}}}{R_{\mathbf{Y}^{(1)}}} \right|,$$

тогда выражение (4) примет следующий вид:

$$\Delta H(\mathbf{Y}) = \Delta H(\mathbf{Y})_V + \Delta H(\mathbf{Y})_R.$$

Формула (4) справедлива в случае, если изменения в системе, происходящие на этапе мониторинга, не влекут изменения закона распределения случайных величин. В противном случае вид формулы поменяется.

Мониторинг РПЗВ пилотов состоит из следующих этапов.

1. Оценка изменений энтропии за анализируемый период.
2. Выявление периодов, в которых наблюдалось максимальное изменение энтропии.
3. Анализ компонент самоорганизации и хаотичности в периодах максимальных изменений энтропии на предмет того, какая из компонент в наибольшей степени повлияла на её изменение.
4. Анализ составляющих компоненты энтропии (показателей глазодвигательной деятельности), за счёт которых произошло изменение энтропии.

## Описание результатов

Рассмотрим практическое применение предложенной модели для анализа тренажёрного полёта в рамках экспериментального исследования на базе тренажёрного центра Ульяновского института гражданской авиации. В проведении эксперимента приняли участие 28 испытуемых, которые были разделены на 3 группы: группа 1 – курсанты, не приступившие к лётной практике; группа 2 – курсанты, приступившие к лётной практике; группа 3 – лётные инструкторы.

Схема эксперимента состояла в следующем. Каждый испытуемый выполнял полёт в соответствии с заданным сценарием:

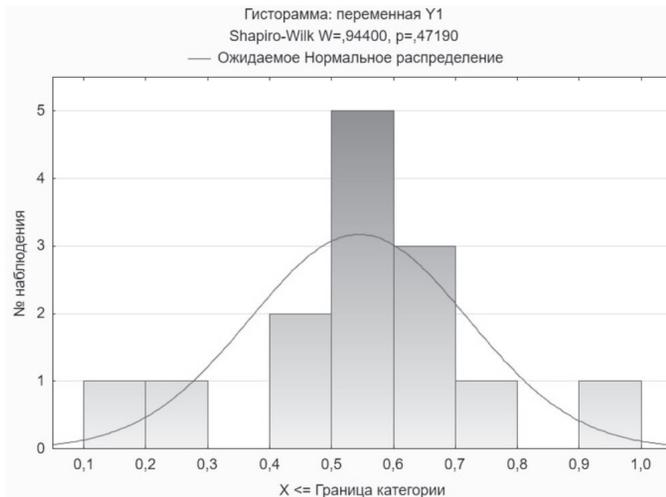
Этап 1 – горизонтальный полёт в течение 3 мин, при котором нужно было выдерживать приборную скорость 100–105 уз, высоту 3000 фут, магнитный курс по заданию.

Этап 2 – нисходящая спираль, при которой нужно было выдерживать скорость 92 уз, крен  $45^\circ$  и вертикальную скорость 500 фут/мин до высоты 1000 фут.

Этап 3 – горизонтальный полёт в течение 3 мин, при котором нужно было выдерживать приборную скорость 100–105 уз, высоту 1000 фут и магнитный курс по заданию.

В результате проведённого эксперимента с применением технологии айтрекинга были получены данные глазодвигательной деятельности курсантов и инструкторов, которые затем были рассчитаны как показатели в векторе  $\mathbf{Y} = (Y_1, Y_2, Y_3)$ .

Для корректного использования предложенных формул необходимо оценить распределение показателей глазодвигательной деятельности. На рисунке представлена гистограмма распределения параметра «Общее количество фиксаций» в группе курсантов, не приступивших к лётной практике.

Гистограмма распределения показателя  $Y_1$ 

Анализ распределения данного параметра проводился с использованием критерия Шапиро-Уилка. Критерий проверяет гипотезу об отсутствии различий между наблюдаемым распределением параметра и теоретически ожидаемым нормальным распределением.

В результате проведённого теста уровень статистической значимости критерия превышает 0,05 (рисунок). Это позволяет сделать вывод, что распределение переменной статистически значимо не отличается от нормального распределения. Аналогичные результаты были получены и для параметров «Общая длительность фиксаций» и «Общее количество возвратов к определённой области интереса», распределение которых также не отличается от нормального. Это позволяет использовать предложенные формулы (1), (2), (4).

Проведём далее сравнительный анализ РПЗВ на основе анализа энтропии случайного вектора  $Y$  для третьего этапа полёта.

В результате расчёта по модели (4) получены значения  $\rho_{H(1)}=7,9$ ,  $\rho_{H(2)}=6,65$  для групп 1 и 2 соответственно. Энтропийное расстояние в группе курсантов, приступивших к лётной практике, на 1,25 меньше, чем в группе курсантов, не приступивших к лётной практике. Это подтверждает очевидный факт и вместе с тем показывает, что предложенный критерий обладает диагностическим потенциалом и может быть использован в процессе тренажёрной подготовки для оценки сформированности РПЗВ пилотов. Аналогичные результаты были получены для первого (энтропийное расстояние на 1,13 меньше для приступивших) и второго (на 1,18 меньше для приступивших) этапов полёта.

Одним из способов снижения энтропии является проведение мероприятий по изменению корреляционных связей между элементами системы. Для этого необходимо выявить точки роста для осуществления управляющих воздействий. Для решения задачи выбора направления воздействия на систему можно использовать градиентный метод.

Рассмотрим направления воздействия на систему с помощью данного метода:

$$|R|=f(r_{12}, r_{13}, r_{23});$$

$$f = \begin{vmatrix} 1 & r_{12} & r_{13} \\ r_{21} & 1 & r_{23} \\ r_{31} & r_{32} & 1 \end{vmatrix} = 1 - r_{23}^2 - r_{12}^2 - r_{13}^2 + 2r_{12}r_{23}r_{31};$$

$$-\text{grad}(f) = -(2(r_{23}r_{31} - r_{12}), 2(r_{12}r_{23} - r_{13}), 2(r_{12}r_{13} - r_{23})) =$$

$$= -(2(0,8993 \times 0,9994 - 0,9014), 2(0,9014 \times 0,8993 - 0,9994), 2(0,9014 \times 0,9994 - 0,8993)) =$$

$$= -(-0,0053, -0,3775, 0,0031).$$

Вычислив антиградиент функции определителя корреляционной матрицы, следует определить те компоненты РПЗВ, увеличение или уменьшение значений корреляционных связей которых в наибольшей степени повлияет на изменение энтропии. В рассматриваемом случае необходимо предпринимать меры по уменьшению корреляционной связи между параметрами  $Y_1$  и  $Y_3$  и увеличению корреляции между параметрами  $Y_2$  и  $Y_3$ . Следовательно, при увеличении количества возвратов к области интереса, необходимо также увеличить и длительность фиксации на данной области, уменьшая, в свою очередь, количество фиксаций.

Проведём сравнительный анализ полученных результатов с рассчитанными значениями информационной энтропии Шеннона. В таблице приведены соответствующие данные информационной энтропии для каждого испытуемого на третьем этапе полёта.

Данные информационной энтропии Шеннона

Испытуемые	Группа 1	Испытуемые	Группа 2	Испытуемые	Группа 3
R1	10,918260	R13	6,495539	R25	4,281797
R2	12,455940	R14	5,204692	R26	3,187008
R3	8,364762	R15	8,205257	R27	2,206735
R4	12,664470	R16	6,768641	R28	4,144975
R5	9,009506	R17	6,545965		
R6	9,936646	R18	8,330965		
R7	11,937320	R19	6,800325		
R8	11,274360	R20	7,955500		
R9	9,065055	R21	8,083869		
R10	10,357570	R22	5,259888		
R11	10,123360	R23	6,889093		

Согласно таблице, информационная энтропия уменьшается от группы 1 к группе 3. Данный факт позволяет утверждать, что с опытом неопределённость системы РПЗВ уменьшается. Это свидетельствует о том, что информационная энтропия также позволяет получать информацию о состоянии сформированности навыка РПЗВ пилота.

Однако анализ на основе предложенной векторной энтропийной модели даёт более глубокую оценку сущности и характера изменения РПЗВ пилота, а также позволяет выявлять управляющие компоненты РПЗВ. Выяснить это, проводя анализ по переходам фиксаций взгляда пилота, в большинстве случаев не удастся.

## Заключение

Основываясь на результатах исследований отечественных и зарубежных учёных по применению энтропийного моделирования, можно сделать вывод об актуальности темы настоящего исследования, так как на сегодняшний день отсутствует инструментальный анализа данных глазодвигательной деятельности пилотов, который позволял бы учитывать её ключевые параметры и их взаимосвязи.

Расчёт предложенной дифференциальной энтропии позволяет получать важную качественную и количественную информацию о состоянии и особенностях РПЗВ пилота, которую

в дальнейшем можно использовать для принятия решений по управлению формированием навыка РПЗВ пилота.

Предложен показатель «энтропийное расстояние» РПЗВ и показан его диагностический потенциал, который позволяет оценить степень отклонения диагностируемого РПЗВ пилота от эталонного, за основу которого могут быть приняты РПЗВ опытного пилота или инструктора.

Энтропийный подход целесообразно применять совместно с технологией айтрекинга в процессе тренажёрной подготовки пилотов. Это позволит уйти от оценки профессиональной деятельности пилота только по конечному результату – точности выдерживания заданных параметров полёта, и перейти к более глубокому анализу результатов тренажёрной подготовки пилотов.

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

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

### Список источников

1. Li W., Lin J. J., Braithwaite G. R., Greaves M. The development of eye tracking in aviation (ETA) technique to investigate pilot's cognitive processes of attention and decision-making, *Proceedings of the 32nd Conference of the European Association for Aviation Psychology*, 26–30 Sept. 2016, Cascais, Portugal, EAAP, 2016, pp. 1–10.
2. Van de Merwe K., van Dijk H, Zon R. Eye Movements as an Indicator of Situation Awareness in a Flight Simulator Experiment. *Int J Aviat Psychol*, 2012, no. 22(1), pp. 78–95.  
<https://doi.org/10.1080/10508414.2012.635129>
3. Ziv G. Gaze Behavior and Visual Attention: A Review of Eye Tracking Studies in Aviation. *Int J Aviat Psychol*, 2016, no. 26(3-4), pp. 75–104. <https://doi.org/10.1080/10508414.2017.1313096>
4. Косачевский С. Г., Айдаркин Д. В., Качан Д. В. Оценка эффективности методики первоначальной профессиональной подготовки пилотов для эксплуатации самолетов с электронными системами отображения информации // Научный вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21. № 5. С. 8–22.  
<https://doi.org/10.26467/2079-0619-2018-21-5-8-22>
5. Naeri S. M., Kang Z. & Palma Fraga R. Investigation of Pilots' Visual Entropy and Eye Fixations for Simulated Flights Consisted of Multiple Take-Offs and Landings, *Journal of Aviation/Aerospace Education & Research*, 2022, 31(2). <https://doi.org/10.15394/jaaer.2022.1920>
6. Lounis C., Peysakhovich V., Causse M. Visual scanning strategies in the cockpit are modulated by pilots' expertise: A flight simulator study, *PLoS ONE*, 2021, 16(2), e0247061.  
<https://doi.org/10.1371/journal.pone.0247061>
7. Shannon C. E. A Mathematical Theory of communication, *The Bell System Technical Journal*, 1948, vol. 27, pp. 379, 623–656.
8. Куравский Л. С., Юрьев Г. А., Грешников И. И., Златомрежев В. И., Поляков Б. Ю., Орлова С. И., Юрьева Н. Е. Оценка состояния пилота по данным видеоокулографии и параметрам альфа-ритмов головного мозга путем моделирования его нейронной активности // Экспериментальная психология. 2022. Т. 15. № 2. С. 194–212. <https://doi.org/10.17759/exppsy.2022150214>
9. Тырсин А. Н. Энтропийное моделирование многомерных стохастических систем: Монография. Воронеж: Научная книга, 2016. 156 с.
10. Волков А. К., Фролова Л. И., Косачевский С. Г., Заббаров З. Р. Оценка компетентности курсанта в процессе первоначальной летной подготовки на основе нечеткого моделирования // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 38. С. 105–115.
11. Айдаркин Д. В., Когут С. В., Косачевский С. Г., Фролова Л. И. Применение метода анализа иерархий для оценки качества профессиональной подготовки летного состава гражданской авиации // Научный вестник УИ ГА. 2019. № 11. С. 17–22.

## References

1. Li W., Lin J. J., Braithwaite G. R., Greaves M., The development of eye tracking in aviation (ETA) technique to investigate pilot's cognitive processes of attention and decision-making, *Proceedings of the 32nd Conference of the European Association for Aviation Psychology*, 26–30 Sept. 2016, Cascais, Portugal, EAAP, 2016, pp. 1–10.
2. Van de Merwe K., van Dijk H, Zon R. Eye Movements as an Indicator of Situation Awareness in a Flight Simulator Experiment. *Int J Aviat Psychol*, 2012, no. 22(1), pp. 78–95. <https://doi.org/10.1080/10508414.2012.635129>
3. Ziv G. Gaze Behavior and Visual Attention: A Review of Eye Tracking Studies in Aviation. *Int J Aviat Psychol*, 2016, no. 26(3-4), pp. 75–104. <https://doi.org/10.1080/10508414.2017.1313096>
4. Kosachevsky S. G., Aidarkin D. V., Kachan D. V. Evaluation of the effectiveness methods of initial pilots' training to operate the aircraft equipped with electronic flight instrument systems, *Civil Aviation High Technologies*, 2018, vol. 21, no. 5, pp. 8–22. (In Russ.) <https://doi.org/10.26467/2079-0619-2018-21-5-8-22>
5. Naeeri S. M., Kang Z. & Palma Fraga R. Investigation of Pilots' Visual Entropy and Eye Fixations for Simulated Flights Consisted of Multiple Take-Offs and Landings, *Journal of Aviation/Aerospace Education & Research*, 2022, 31(2). <https://doi.org/10.15394/jaaer.2022.1920>
6. Lounis C., Peysakhovich V., Causse M. Visual scanning strategies in the cockpit are modulated by pilots' expertise: A flight simulator study, *PLoS ONE*, 2021, 16(2), e0247061. <https://doi.org/10.1371/journal.pone.0247061>
7. Shannon C. E. A Mathematical Theory of communication, *The Bell System Technical Journal*, 1948, vol. 27, pp. 379, 623–656.
8. Kuravsky L. S., Yuryev G. A., Greshnikov I. I., Zlatomrezhev V. I., Polyakov B. Y., Orlova S. I., Yuryeva N. E., Assessing the Pilot Condition According to Video Oculography Data and Parameters of Brain Alpha Rhythms by Modeling the Neural Activity, *Experimental Psychology (Russia)*, 2022, vol. 15, no. 2, pp. 194–212. <https://doi.org/10.17759/exppsy.2022150214>
9. Tyrsin A. N. *Ehntropijnoe modelirovanie mnogomernykh stokhasticheskikh system: Monografiya [Entropy modeling of multidimensional stochastic systems: Monograph]*. Voronezh, Nauchnaya kniga publ., 2016, 156 p. (In Russ.)
10. Volkov A. K., Frolova L. I., Kosachevsky S. G., Zabbarov Z. R. Assessment of a cadet competence during initial flight training based on fuzzy modeling, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2022, no. 38, pp. 105–115. (In Russ.)
11. Aidarkin D. V., Kogut S. V., Kosachevsky S. G., Frolova L. I. Analytic hierarchy process application for evaluation of professional pilot training quality, *Nauchnyj vestnik UI GA*, 2019, no. 11, pp. 17–22. (In Russ.)

## Информация об авторах

**Фролова Лидия Ивановна**, начальник отдела, аспирант, Ульяновский институт гражданской авиации, Ульяновск, Россия, [frolova.i.lidiya@gmail.com](mailto:frolova.i.lidiya@gmail.com)

**Волков Александр Константинович**, кандидат технических наук, доцент кафедры, Ульяновский институт гражданской авиации, Ульяновск, Россия, [volkovalex8@rambler.ru](mailto:volkovalex8@rambler.ru)

**Косачевский Сергей Григорьевич**, кандидат технических наук, доцент, профессор кафедры, Ульяновский институт гражданской авиации, Ульяновск, Россия, [kosach-51@mail.ru](mailto:kosach-51@mail.ru)

**Заббаров Зульфат Рифкатович**, аспирант, Ульяновский институт гражданской авиации; пилот, ПАО «Аэрофлот – российские авиалинии», Москва, Россия, [zabbarovz@gmail.com](mailto:zabbarovz@gmail.com)

## Authors information

**Frolova Lidiya I.**, Head of Department, Postgraduate Student, Ulyanovsk Civil Aviation Institute, Ulyanovsk, Russia, [frolova.i.lidiya@gmail.com](mailto:frolova.i.lidiya@gmail.com)

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

**Kosachevsky Sergey G.**, Candidate of Sciences (Engineering), Assistant Professor, Professor at the Department, Ulyanovsk Civil Aviation Institute, Ulyanovsk, Russia, kosach-51@mail.ru

**Zabbarov Zulfat R.**, Postgraduate Student, Ulyanovsk Civil Aviation Institute; Pilot, PJSC “Aeroflot – Russian Airlines”, Moscow, Russia, zabbarovz@gmail.com

*Статья поступила в редакцию 24.12.2022; одобрена после рецензирования 17.04.2023; принята к публикации 26.04.2023.*

*The article was submitted 24.12.2022; approved after reviewing 17.04.2023; accepted for publication 26.04.2023.*

Научная статья  
УДК 004.891.3

## ОЦЕНКА СОСТОЯНИЯ УТОМЛЕНИЯ АВИАЦИОННОГО СПЕЦИАЛИСТА С ПРИМЕНЕНИЕМ МЕТОДА ДЕРЕВА РЕШЕНИЙ

(публикуется в рамках реализации молодежной политики Научного вестника ГосНИИ ГА)

А. Е. БУЛАТОВА, Е. А. БУЗАЕВА, Д. А. ЕВСЕВИЧЕВ

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

**Аннотация.** Сфера воздушного транспорта является одной из ключевых в современном обществе, а проблема безопасности и надёжности при обеспечении профессиональной деятельности является приоритетной в авиационной среде. Данная проблема включает в себя как нравственные аспекты (безопасность жизнедеятельности), так и экономическую составляющую (сохранение материальных средств). Деятельность многих авиационных специалистов, включая пилотов и авиадиспетчеров, связана с большой рабочей нагрузкой и, впоследствии, вероятными угрозами и рисками. Чрезмерная нагрузка может способствовать развитию состояния утомления, связанного со снижением показателя работоспособности. Авторами предложен метод выявления состояния утомления у авиационных специалистов с помощью деревьев решений – алгоритма, используемого в машинном обучении. Для реализации данного подхода были разработаны две программы: для сбора и хранения данных по тестированию на работоспособность испытуемого и программа оценки утомления авиационного специалиста на основе метода дерева решений. Разработка программы мониторинга и контроля утомления авиационных специалистов является перспективным направлением в области обеспечения безопасности полётов.

**Ключевые слова:** авиационный специалист, дерево решений, машинное обучение, работоспособность, транспортные системы страны, утомление, эксплуатация авиационной техники

**Для цитирования:** Булатова А. Е., Бузаева Е. А., Евсевичев Д. А. Оценка состояния утомления авиационного специалиста с применением метода дерева решений // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 42. С. 49–58.

## THE FATIGUE STATE EVALUATION FOR AN AVIATION SPECIALIST USING THE DECISION TREE METHOD

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

A. E. BULATOVA, E. A. BUZAEVA, D. A. EVSEVICHEV

*Ulyanovsk Civil Aviation Institute, Ulyanovsk, Russia*

**Abstract.** The industry of air transport is one of the key ones in the modern society, while the problem of safety and reliability in executing professional activities has a priority in aviation. This problem includes both moral aspects (life safety) and economic component (preservation of material resources). The activities of many aviation specialists, including pilots and air traffic controllers, are associated with a high level of workload and, consequently, possible threats and risks. Excessive workload can contribute to the development of a state of fatigue associated with

a decrease of work capacity. The authors proposed a method for identifying the fatigue state of aviation specialists using a decision tree – an algorithm used in machine learning. To implement this approach two programs were developed: for collection and storage of data in testing for the work capacity of the test subject and a program for an aviation specialist fatigue assessment based on the decision tree method. The development of a program for monitoring and controlling the fatigue of aviation specialists is a promising direction to ensure flight safety.

**Keywords:** aviation specialist, decision tree, machine learning, work capacity, transport systems of the country, fatigue, operation of aviation equipment

**For citation:** Bulatova A. E., Buzaeva E. A., Evsevichev D. A. The fatigue state evaluation for an aviation specialist using the decision tree method, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 42, pp. 49–58. (In Russ.)

## Введение

В соответствии с основными десятью принципами Международной организации гражданской авиации ICAO (International Civil Aviation Organization) в области аэронавигации безопасность полётов имеет наивысший приоритет [1]. Стоит отметить, что за последнее десятилетие более 70 % от всех авиационных событий произошло под влиянием человеческого фактора. Из года в год государства стремятся достичь минимального количества авиационных происшествий и инцидентов, но уменьшение их частоты должно обеспечиваться сохранением нервно-психического здоровья авиационного специалиста. К одному из вероятных функциональных нарушений, возникающих в организме человека, можно отнести состояние утомления [2, 3].

Согласно Руководству по надзору за использованием механизмов контроля утомления, разработанному специалистами группы ICAO, утомление – это физиологическое состояние пониженной умственной или физической работоспособности в результате бессонницы, длительного бодрствования, фазы суточного ритма и/или рабочей нагрузки (умственной и/или физической деятельности), которое может ухудшить активность и способность сотрудника исполнять служебные обязанности, связанные с безопасностью полётов [4].

Авиационная деятельность имеет множество факторов, способных негативным образом повлиять на работоспособность специалистов. Каждый полёт пилота связан с выполнением множества разнообразных операций, представляющих собой цепи двигательных и мыслительных процессов (например, на этапе захода на посадку пилот только руками совершает более 20 движений, при этом наблюдает за показаниями приборов, осуществляет нажатие на педали, следит за выдерживанием курса и глиссады, определяет расстояние до земли при выравнивании, учитывает угол сноса). На психофизиологическое состояние пилотов в процессе полёта могут непосредственно повлиять и факторы самого полёта. Так, шум ослабляет внимание и концентрацию специалиста, снижая скорость и точность сенсомоторных реакций, снижает качество радиообмена; перегрузка может вызвать ограничения в движениях, сузить поле зрения с уменьшением его остроты, увеличить время реакции [5].

В результате малейшая ошибка в работе анализаторов (зрительный, слуховой), через которые авиационному специалисту поступают сигналы, и/или дисфункция какого-либо органа, с помощью которого человек получает и обрабатывает информацию, приводят к сокращению психофизиологического резерва, вызывая утомление, что уже далее может привести к ошибкам исполнения (промахам и упущениям), следовательно, рискам в обеспечении безопасности полётов [6].

Профилактика ошибок, обусловленных психофизиологическими особенностями (утомление и переутомление), должна включать заблаговременное выявление индивидуальных недостатков авиационного специалиста и их устранение, а для сохранения и поддержания высокого показателя профессиональной надёжности необходимо совершенствовать контроль уровня здоровья и работоспособности [7].

Однако, в отношении большинства из относящихся к рассматриваемой теме понятий (работоспособность, рабочая нагрузка, утомление) не существует единственно правильной или эталонной методики их определения. Поскольку ухудшение работоспособности, вызванное утомлением, влияет на многие навыки и имеет различные последствия, часто при проведении научных исследований используется целый ряд измерений, что позволяет получить большее представление об утомлении [8]. Инструменты оценки в этом случае могут быть как субъективными (основанными исключительно на воспоминаниях и ощущениях опрашиваемого), так и объективными (например, проверка работоспособности и различные типы мониторинга физического состояния человека). При выборе инструментов, как правило, руководствуются факторами ожидаемых рисков, связанных с утомлением: если ожидается, что данный риск будет приемлемым, то может быть достаточно простых и менее затратных методов оценки, в то время как при ожидании неприемлемого риска может потребоваться более комплексный, следовательно, дорогостоящий и трудозатратный метод [9].

В табл. 1 представлены возможные методы выявления и оценки уровня утомления с учётом их достоинств и недостатков.

Таблица 1

## Методы оценки уровня утомления

Инструмент оценки	Тип	Преимущества	Недостатки
Докладные записки об утомлении	Субъективный	Простота, рентабельность, возможность онлайн-заполнения, позволяет незамедлительно выявить возможные факторы риска, связанные с утомлением	Может быть предвзятым, необходима развитая культура предоставления отчётности
Ретроспективные опросы	Субъективный	Простота, рентабельность, возможность собрать большой объём данных	Могут возникнуть ошибки памяти, ответы не всегда должным образом подтверждены
Шкалы оценки (каролинская шкала сонливости, контроль состояния экипажа по Самну-Перелли, визуально-аналоговая шкала)	Субъективный	Простота, рентабельность, быстрота заполнения, возможность собрать большой объём данных, многие шкалы используются в авиации	Может быть предвзятым
Оценка физического состояния (электроэнцефалограмма, электроокулография)	Объективный	Объективность и отсутствие предвзятости	Обременительность, нагрузка на сотрудника, времязатратность, трудозатратность, высокая стоимость, проблему могут представлять помехи (шум) при сборе данных

Существует перспектива внедрения на рабочих местах систем автоматизированного контроля с использованием модульных комплексов для определения показателей психофизиологических функций. Для выявления состояния утомления может применяться технология машинного

обучения с использованием различных алгоритмов, в том числе и широко распространённый метод дерева решений.

### Подготовка данных для исследования утомления авиационного специалиста

Основные выраженные функциональные сдвиги при умственном утомлении происходят со стороны нервной системы. Для текущего мониторинга уровня утомления сотрудника можно рассмотреть базовый набор симптоматических атрибутов, выявляемых при снижении работоспособности и соответствующие им критерии: внимание, восприятие, моторика, память, мышление, речь, волевые процессы.

С учётом этих особенностей определен ряд психологических тестов, которые позволяют оценить текущую работоспособность, а как следствие, и утомление авиационного специалиста. Все эти тесты были компьютеризированы в единой программной среде «Fatigue Test», разработанной на языке C# в среде разработки Microsoft Visual Studio. Интерфейс главного окна программы представлен на рис. 1.



Рис. 1. Интерфейс программы Fatigue Test с открытым окном анкеты испытуемого

В процессе прохождения тестирования с использованием программного продукта Fatigue Test испытуемый выполняет задания, предлагаемые программой. Задания, соответствующие инструментам оценки утомления, и контролируемые симптоматические атрибуты представлены в табл. 2.

Таблица 2

Тесты для оценки утомления испытуемых в программе FatigueTest

№	Наименование теста	Контролируемые симптоматические атрибуты
1	Таблица Шульце	внимание, восприятие, память / мышление
2	Счёт по Крепелину	внимание, память / мышление, волевые процессы
3	Тест Мюнстерберга	внимание, восприятие
4	Корректирующая проба с кольцами Ландольта	внимание, восприятие, память / мышление
5	Реакция на движущийся объект	восприятие, моторика, волевые процессы
6	Реакция на изменение цвета	восприятие, моторика, волевые процессы
7	Тест отсчёта времени	восприятие, волевые процессы

После прохождения тестов формируется сводная таблица результатов, в которую записываются переменные, отмечающие результаты прохождения тестов в программе Fatigue Test. Данные результаты сохраняются в папку проекта в файле FatigueResults в формате «.csv». Такой формат выбран для дальнейшего удобства работы с алгоритмами машинного обучения.

По итогу выполнения теста испытуемым формируется набор данных, представленный в табл. 3.

Таблица 3

Признаки набора данных, формируемых после прохождения испытуемыми тестирований в программе FatigueTest

№	Переменная (признак)	Расшифровка признака
1	{Name}	Имя
2	{LastName}	Фамилия
3	{Age}	Возраст
4	{FatigueSelfInt}	Самочувствие
5	{TestPeriod}	Период проведения теста
6	{TestDay}	Дата
7	{TestTimeBegin}	Время начала тестирования
8	{TestTimeEnd}	Время окончания тестирования
9	{TimeSecTableShulte}	Время Таблицы Шульте
10	{NotFoundTo40SecTableShulte}	Не найдено в таблице за 40 с
11	{MistakesTableShulte}	Ошибки в таблице Шульте
12	{MistakesKrepelin1}	Ошибки в счёте по Крепелину 1 строка
13	{MistakesKrepelin2}	Ошибки в счёте по Крепелину 2 строка
14	{MistakesKrepelin3}	Ошибки в счёте по Крепелину 3 строка
15	{MistakesKrepelin4}	Ошибки в счёте по Крепелину 4 строка
16	{MistakesMunsterberg}	Ошибки в тесте Мюнстерберга
17	{NotFoundMunsterberg}	Не найдено в тесте Мюнстерберга
18	{SpendTimeMunsterberg}	Потрачено времени в тесте Мюнстерберга
19	{MistakesLandolt}	Ошибки в кольцах Ландольта
20	{NotFoundLandolt}	Не найдено в кольцах Ландольта
21	{SpendTimeLandolt}	Времени потрачено в кольцах Ландольта
22	{MistakesRDO}	Ошибки в тесте на движущийся объект
23	{msecondsColorRound1}	Время на реакцию на изменение цвета 1
24	{msecondsColorRound2}	Время на реакцию на изменение цвета 2
25	{msecondsColorRound3}	Время на реакцию на изменение цвета 3
26	{msecondsColorRound4}	Время на реакцию на изменение цвета 4
27	{msecondsColorRound5}	Время на реакцию на изменение цвета 5
28	{MistakeColor}	Ошибки в тесте на реакцию на изменение цвета
29	{secondsMindCount}	Счёт 15 с
30	{spendTime}	Потрачено времени на тест

На основе представленных данных и проведённого эксперимента с курсантами 2–5 курсов, обучающимися на факультете лётной эксплуатации и управления воздушным движением в Ульяновском институте гражданской авиации имени Главного маршала авиации Б. П. Бугаева по специальности специалитета 25.05.05 «Эксплуатация воздушных судов и организация воздушного движения», была сформирована матрица наблюдений и признаков. Анализ полученных значений указал на наличие выбросов в распределении значений (около 11 %). Выброс представляет собой наблюдение, которое лежит аномально далеко от других значений в наборе данных, то есть превышает 1,5 интерквартильных размаха. Наличие таких выбросов может повлиять на итоговые результаты анализа. Наиболее вероятными причинами выбросов могут служить как отвлечение внимания у испытуемого на какие-либо внешние раздражители, так и возможное желание испытуемого в отдельные моменты закончить тестирование быстрее.

Кроме исключения влияния выбросов, в ходе предварительной обработки полученных данных испытуемых был выполнен дополнительный ряд операций. Признаки ( $\{Name\}$ ,  $\{LastName\}$ ,  $\{TestPeriod\}$ ,  $\{TestDay\}$ ) были исключены из входного вектора признаков, так как они были нужны только для контроля выполнения заданий. Признак  $\{spendTime\}$  не задавался сразу в программе, но образовывался за счёт вычитания признаков  $\{TestTimeBegin\}$  и  $\{TestTimeEnd\}$ , извлечённых из системы во время прохождения тестирования, и перевода полученного результата в виде минут и секунд в секунды.

Кроме того, у отдельных признаков некоторых тестов (таблицы Шульте, счёт по Крепелину, реакция на изменение цвета) наблюдалась высокая корреляция, коэффициент которой был выше 0,7. Из признаков  $\{TimeSecTableShulte\}$ ,  $\{NotFoundTo40SecTableShulte\}$  был оставлен только один –  $\{NotFoundTo40SecTableShulte\}$ , так как он имеет в среднем меньшую корреляцию с остальными признаками выборки. Признаки  $\{MistakesKrepelin1\}$ ,  $\{MistakesKrepelin2\}$ ,  $\{MistakesKrepelin3\}$ ,  $\{MistakesKrepelin4\}$  были заменены одним средним значением. С признаками  $\{msecondsColorRound1\}$ ,  $\{msecondsColorRound2\}$ ,  $\{msecondsColorRound3\}$ ,  $\{msecondsColorRound4\}$ ,  $\{msecondsColorRound5\}$  была осуществлена аналогичная операция.

После предварительной обработки, связанной с исключением выбросов и снижением влияния мультиколлинеарности (коррелированности между признаками), был получен итоговый набор данных  $X$  размерностью  $5696 \times 15$  (5696 наблюдений по 15 признакам).

Данные  $\{FatigueSelfInt\}$  выбраны в качестве целевых признаков, поэтому в качестве отклика обучающей выборки определяется вектор  $y = \{FatigueSelfInt\}$ .

### Метод дерева решений при оценке утомления авиационного специалиста

Деревья решений являются универсальными и гибкими моделями машинного обучения с учителем, обладающими важным свойством – простотой интерпретации [10, 11]. Дерево решений представляет собой структуру данных в виде бинарного дерева, включающего ответы только «Да» и «Нет», то есть является бинарным классификатором. Такой подход используется для окончательного принятия решений по проверке нескольких признаков.

В настоящее время разработано значительное количество алгоритмов обучения деревьев решений: ID3, CART, C4.5, C5.0, NewId, ITrule, CHAID, CN2 и другие. Но наибольшее распространение получил CART (Classification and Regression Tree), оптимизированная версия которого и применяется в библиотеке scikit-learn [11]. CART-алгоритм позволяет решать как задачи классификации, так и регрессии. Алгоритм строит деревья, которые в каждом узле имеют только двух потомков.

Обработка данных и написание программы машинного обучения для оценки утомления авиационного специалиста была осуществлена в среде разработки Jupyter Notebook с использованием высокоуровневого языка объектно-ориентированного программирования Python, отличительной особенностью которого является динамическая строгая типизация и автоматическое управление памятью [10].

Для решения задачи оценки утомления авиационного специалиста с помощью дерева решений проводился поиск наилучшей модели, а для этого с помощью метода кросс-валидации варьировались основные гиперпараметры модели: метрика оценки качества разделения, стратегия, используемая для выбора разделения на каждом узле, максимальная глубина дерева, количество признаков, которые следует учитывать при поиске лучшего разделения.

Перебор значений представленных параметров позволяет добиться наилучшего результата для следующей комбинации.

1. Метрика оценки качества разделения – неоднородность Джини.
2. Стратегия, используемая для выбора разделения в узлах – random (случайная).
3. Максимальная глубина дерева – 15.
4. Количество функций, которые следует учитывать при поиске лучшего разделения – 80 %.

Лучшая средняя статистическая оценка угадывания целевых значений (отношение угаданных значений к общему числу значений) при кросс-валидации составила 0,6892, что является хорошим результатом.

Фрагмент полученного дерева решений имеет вид, представленный на рис. 2. Дерево ограничено до глубины 3 с целью обеспечения читаемости рисунка.

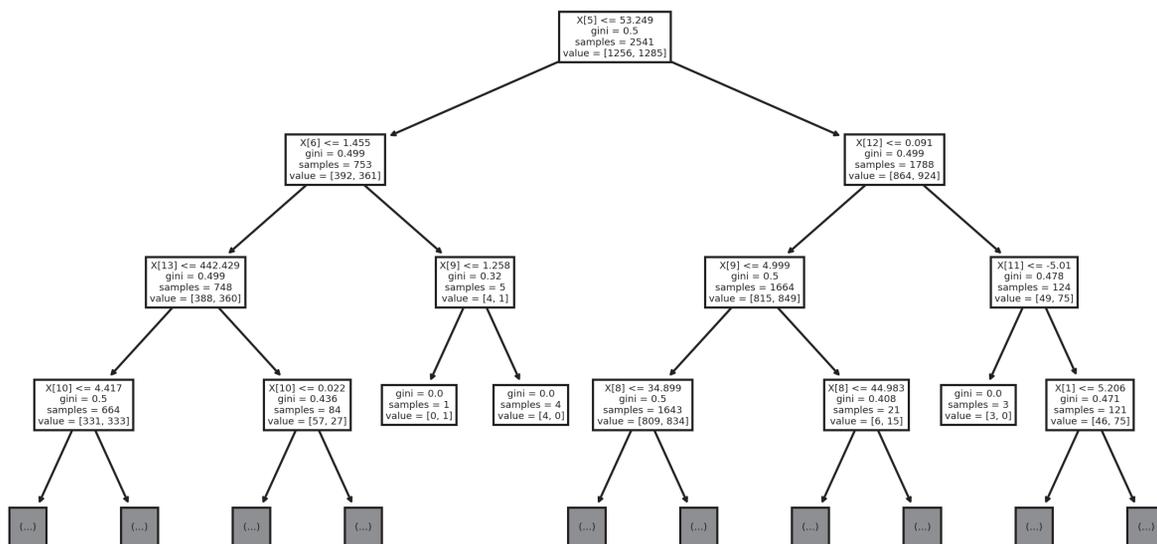


Рис. 2. Дерево решений для оценки утомления авиационного специалиста

На основе работы сформированного классификатора (дерева решений) на тестовой выборке была составлена матрица ошибок, представленная в табл. 4.

Таблица 4

Матрица ошибок при выбранных гиперпараметрах

Фактические значения класса	Спрогнозированные значения класса	
	0	1
0	574	271
1	242	622

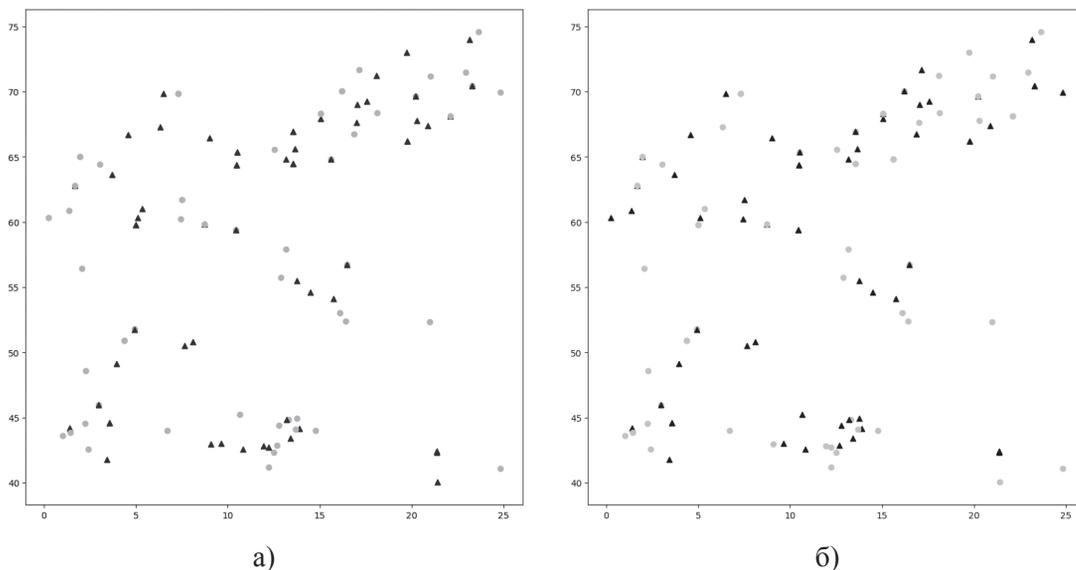
Исходя из значений в табл. 4, можно оценить эффективность работы алгоритма для решения задачи оценки утомления авиационного специалиста:

- точность (precision – доля спрогнозированных классификатором 1 при этом действительно являющихся 1) = 0,7;
- полнота (recall – доля спрогнозированных классификатором 1 из всех объектов фактически являющихся 1) = 0,7;
- F-мера (среднее гармоническое точности и полноты) = 0,7.

F-мера является агрегированным (объединяющим точность и полноту) критерием качества. Эта мера достигает максимума при полноте и точности, равными единице, и близка к нулю, если один из аргументов близок к нулю. Такие особенности говорят об эффективности использования именно F-меры для выполнения сравнения работы алгоритмов машинного обучения в решении задачи оценки утомления авиационного специалиста.

Так как размерность набора данных, использованного для обучения, равна 15, то для отображения полученных результатов понадобится специальный подход. Одним из самых распространённых является подход на основе метода нелинейного снижения размерности и визуализации многомерных переменных t-SNE (t-distributed stochastic neighbor embedding).

Визуализация работы алгоритма для оценки утомления авиационного специалиста представлена на рис. 3, где показано лишь несколько откликов для удобства восприятия.



**Рис. 3.** Распределение изначально заданных откликов проверочной (валидационной) – (а) и предсказанной с помощью модели kNN (к ближайших соседей) – (б) выборка с уменьшенной размерностью (треугольники – отклики «1», круги – отклики «0»)

## Заключение

Проведённые исследования позволили сформировать модель оценки утомления авиационного специалиста на основе метода дерева решений. Полученная точность, составляющая около 70 %, может быть улучшена за счёт использования алгоритмов агрегирования, позволяющих объединять несколько деревьев решений и находить ответ за счет голосования таких классификаторов. Полученные результаты могут быть использованы для текущей оценки работоспособности пилотов и диспетчеров при эксплуатации авиационной техники в транспортных системах страны.

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

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

## Список источников

1. Doc 9750-AN/963 ИКАО. Глобальный аэронавигационный план на 2016–2030 гг. Пропускная способность и эффективность. Издание пятое. Монреаль, Канада: ИКАО, 2016, 142 с.
2. Wingelaar-Jagt Y. Q., Wingelaar T. T., Riedel W. J., Ramaekers J. G. Fatigue in aviation: Safety Risks, Preventive Strategies and Pharmacological Interventions, *Frontiers in Physiology*, 2021, vol. 12, pp. 1–21. <https://doi.org/10.3389/fphys.2021.712628>
3. Honn K. A., Van Dongen Hans P. A., Dawson D. Working Time Society consensus statements: Prescriptive rule sets and risk management-based approaches for the management of fatigue-related risk in working time arrangements, *Industrial Health*, 2019, vol. 57, iss. 2, pp. 264–280. <https://doi.org/10.2486/indhealth.SW-8>
4. Doc 9966 ИКАО. Руководство по надзору за использованием механизмов контроля утомления. Издание второе. Монреаль, Квебек, Канада: ИКАО, 2016. 238 с.
5. Благинин А. А. Психологический анализ ошибочных действий лётного персонала // Образование и наука. 2009. № 6-2(63). С. 74–81.
6. Булатова А. Е., Бузаева Е. А., Евсевичев Д. А. Влияние различных типов информационных дисплеев на работоспособность авиационных специалистов в эргатических системах // Научный вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25. № 2. С. 30–40.
7. Зонов П. С., Иванов Е. Е., Шуреков В. В. Утомление лётного экипажа воздушного судна как одна из причин авиационных происшествий // Сборник материалов V Международной молодёжной научной конференции «Гражданская авиация: XX век». Ульяновск, 2013. С. 19–22.
8. Юшкова О. И., Кузьмина Л. П., Порошенко А. С., Капустина А. В. Особенности формирования перенапряжения при высоких психоэмоциональных нагрузках и сменном режиме труда // Медицина труда и промышленная экология. 2008. № 4. С. 1–8.
9. Бухтияров И. В., Юшкова О. И., Фесенко М. А., Меркулова А. Г. Оценка риска утомления у работников нервно-эмоционального труда // Анализ риска здоровью. 2018. № 1. С. 66–77. <https://doi.org/10.21668/health.risk/2018.1.08>
10. Мюллер А., Гвидо С. Введение в машинное обучение с помощью Python. Руководство для специалистов по работе с данными. Москва: ИЦ «Гевиста», 2017. 393 с.
11. Гудфеллоу Я., Бенджио И., Курвилль А. Глубокое обучение. Второе издание. Москва: ДМК Пресс, 2018. 652 с.

## References

1. Doc 9750-AN/963 ICAO. 2016–2030 Global Air Navigation Plan. Capacity & Efficiency. Fifth Edition, Montreal, Canada, ICAO, 2016, 142 p.
2. Wingelaar-Jagt Y. Q., Wingelaar T. T., Riedel W. J., Ramaekers J. G. Fatigue in aviation: Safety Risks, Preventive Strategies and Pharmacological Interventions, *Frontiers in Physiology*, 2021, vol. 12, pp. 1–21. <https://doi.org/10.3389/fphys.2021.712628>
3. Honn K. A., Van Dongen Hans P. A., Dawson D. Working Time Society consensus statements: Prescriptive rule sets and risk management-based approaches for the management of fatigue-related risk in working time arrangements, *Industrial Health*, 2019, vol. 57, iss. 2, pp. 264–280. <https://doi.org/10.2486/indhealth.SW-8>
4. Doc 9966. Manual for the Oversight of Fatigue Management Approaches. Second Edition. Montreal, Quebec, Canada, ICAO, 2016, 195 p. (In Russ.)
5. Blagin A. A. Psychological analysis of pilots mistakes, *Obrazovanie i nauka*, 2009, no. 6-2(63), pp. 74–81. (In Russ.)
6. Bulatova A. E., Buzaeva E. A., Evsevichev D. A. Influence of various types of informational displays on the work capacity of aviation specialists in ergatic systems, *Civil Aviation High Technologies*, 2022, vol. 25, no. 2, pp. 30–40. (In Russ.)

7. Zonov P. S., Ivanov E. E., Shurekov V. V. Utomlenie letnogo ehkipazha vozdušnogo sudna kak odna iz prichin aviatsionnykh proisshestvij [Fatigue of the flight crew of an aircraft as one of the causes of aviation accidents], *Bulletin of materials of the V International Youth Scientific Conference "Grazhdanskaya aviatsia, XXI vek"*, Ulyanovsk, 2013, pp. 19–22. (In Russ.)

8. Yushkova O. I., Kuzmina L. P., Poroshenko A. S., Kapustina A. V. Features of overexertion formation due to high psychoemotional strain and shift work, *Meditsina truda i promyshlennaya ehkologiya*, 2008, no. 4, pp. 1–8. (In Russ.)

9. Bukhtiyarov I. V., Yushkova O. I., Fesenko M. A., Merkulova A. G. Fatigue risk assessment for workers with neuro-emotional labor, *Health Risk Analysis*, 2018, no. 1, pp. 66–77.  
<https://doi.org/10.21668/health.risk/2018.1.08.eng>

10. Muller A., Guido S. *Vvedenie v mashinnoe obuchenie s pomoshch`yu Python. Rukovodstvo dlya spetsialistov po rabote s dannymi [Introduction to Machine Learning with Python, a Guide for Data Scientists]*, Moscow, ITS Gevista publ., 2017, 393 p. (In Russ.)

11. Gudfellou Y., Benjio I., Courville A. *Glubokoe obuchenie [Deep Learning]*, Second Edition, Moscow, DMK Press publ., 2018, 652 p. (In Russ.)

### Информация об авторах

**Булатова Анастасия Евгеньевна**, аспирант, Ульяновский институт гражданской авиации имени Главного маршала авиации Б. П. Бугаева, Ульяновск, Россия, [bulatova26nastya@gmail.com](mailto:bulatova26nastya@gmail.com)

**Бузаева Елена Александровна**, аспирант, Ульяновский институт гражданской авиации имени Главного маршала авиации Б. П. Бугаева, Ульяновск, Россия, [buzaeva6373@mail.ru](mailto:buzaeva6373@mail.ru)

**Евсевичев Денис Александрович**, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры, Ульяновский институт гражданской авиации имени Главного маршала авиации Б. П. Бугаева, Ульяновск, Россия, [denistk\\_87@mail.ru](mailto:denistk_87@mail.ru)

### Authors information

**Bulatova Anastasiia E.**, Postgraduate Student, Ulyanovsk Civil Aviation Institute, Ulyanovsk, Russia, [bulatova26nastya@gmail.com](mailto:bulatova26nastya@gmail.com)

**Buzaeva Elena A.**, Postgraduate Student, Ulyanovsk Civil Aviation Institute, Ulyanovsk, Russia, [buzaeva6373@mail.ru](mailto:buzaeva6373@mail.ru)

**Evsevichev Denis A.**, Candidate of Sciences (Engineering), Assistant Professor, Assistant Professor at the Department, Ulyanovsk Civil Aviation Institute, Ulyanovsk, Russia, [denistk\\_87@mail.ru](mailto:denistk_87@mail.ru)

*Статья поступила в редакцию 01.12.2022; одобрена после рецензирования 18.04.2023; принята к публикации 26.04.2023.*

*The article was submitted 01.12.2022; approved after reviewing 18.04.2023; accepted for publication 26.04.2023.*

Научная статья  
УДК 629.7.083

## УНИФИЦИРОВАННАЯ БУКСИРОВОЧНАЯ СИСТЕМА ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

А. В. ВЕЛИКАНОВ<sup>1</sup>, Д. Е. ДЬЯКОВ<sup>1</sup>, Л. А. ВЕЛИКАНОВА<sup>1</sup>, Н. А. ДЬЯКОВА<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина», Воронеж, Россия

<sup>2</sup> Воронежский государственный университет, Воронеж, Россия

**Аннотация.** В статье проведён анализ современных средств наземного транспортирования воздушных судов (ВС). Определены основные недостатки применения таких средств, не позволяющие в должной степени обеспечить их энергоэффективность. Анализ литературных источников свидетельствует об интенсивном развитии средств наземного транспортирования ВС безводильного типа. Предложен перспективный способ наземного транспортирования ВС с использованием унифицированной буксировочной системы (УБС), имеющей улучшенные тяговые показатели, при их совместном агрегатировании, что обеспечивает возможность лёгким экономичным аэродромным тягачам транспортировать ВС с большим взлётным весом. Рассмотрены конструкция предложенной УБС, оснащённой регулятором сцепного веса, взаимосвязь элементов и порядок работы. Используемый для данной конструкции УБС способ буксировки ВС позволяет производить их эвакуацию даже в случае повреждения колёс переднего или основных шасси. Для обеспечения необходимой манёвренности УБС предложено использовать в качестве базового шасси специализированный аэродромный тягач с индивидуальным гидравлическим приводом ведущих колёс, обеспечивив управляемость всех колёс тягача.

**Ключевые слова:** буксировочная система, воздушное судно, буксировочное устройство, регулятор сцепного веса, транспортные системы страны, эксплуатация авиационной техники, манёвренность

**Для цитирования:** Великанов А. В., Дьяков Д. Е., Великанова Л. А., Дьякова Н. А. Унифицированная буксировочная система воздушных судов // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 42. С. 59–66.

## UNIFIED TOWING SYSTEM FOR AIRCRAFT

A. V. VELIKANOV<sup>1</sup>, D. E. DYAKOV<sup>1</sup>, L. A. VELIKANOVA<sup>1</sup>, N. A. DYAKOVA<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Military Educational and Scientific Centre of the Air Force N. E. Zhukovskiy and Y. A. Gagarin Air Force Academy, Voronezh, Russia

<sup>2</sup> Voronezh State University, Voronezh, Russia

**Abstract.** The article analyses the current means of ground transportation of aircraft. The main disadvantages of their use, which do not allow to ensure their energy efficiency to a proper extent, are determined. The analysis of literary sources indicates the intensive development of means of ground transportation of aircraft of the towbarless type. A promising way of aircraft ground transportation using the unified towing system with improved towing characteristics at their joint aggregation is offered, which provides an opportunity for the light economical airfield tractors to transport aircraft with a large take-off weight. The construction of the proposed unified towing system equipped with a coupling weight regulator, correlation of elements, and operating procedures are considered.

The construction of the unified towing system allows aircraft evacuation even if the wheels of the front or main landing gear are damaged. In order to ensure the required manoeuvrability of the unified towing system, it has been proposed to use a specialized aerodrome tractor with individual hydraulic drive of driving wheels as a base chassis, ensuring the steerability of all wheels of the tractor.

**Keywords:** towing system, aircraft, towing device, coupling weight regulator, transport systems of the country, operation of aviation equipment, maneuverability, evacuation

**For citation:** Velikanov A. V., Dyakov D. E., Velikanova L. A., Dyakova N. A. Unified towing system for aircraft, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 42, pp. 59–66. (In Russ.)

## Введение

Эффективность применения авиации, в том числе в транспортных системах страны, зависит не только от возможностей ВС, но и от того, насколько качественно подготовлены они к полёту. Повседневная подготовка и осуществление полётов авиации неразрывно связаны с массовым применением различных по своему назначению, принципам действия и конструктивным схемам транспортных средств специального назначения, к которым относятся и аэродромные буксировщики ВС.

При этом аэродромные буксировщики ВС не способны полностью реализовать окружное усилие, создаваемое их ведущими колёсными движителями, из-за недостаточного сцепного веса. Для устранения этого недостатка аэродромные тягачи-буксировщики ВС загружают бетонными блоками, что увеличивает их сцепление с опорной поверхностью [1, 2]. Однако дополнительный балластный груз ведёт к повышению расхода топлива, особенно при совершении холостого пробега, и увеличивает расход моторесурса буксировщика.

Процесс буксировки ВС осуществляется в основном с помощью унифицированных водил, хотя они таковыми являются условно, поскольку разрабатываются индивидуально под каждый тип ВС и имеют много различий, как геометрических, так и конструктивных. Водило представляет собой буксирное устройство, имеющее тягово-сцепные механизмы для взаимодействия с буксирным крюком тягача и передней стойкой шасси ВС. Существуют конструкции водил, способные передавать тяговое усилие на основные стойки ВС с помощью троса и блока, управление направлением движения также осуществляется воздействием на переднюю стойку. При использовании водила буксировку ВС могут производить серийно выпускаемые автомобили, в том числе предназначенные для буксировки большегрузных прицепов, или колёсные тракторы. Процесс буксировки с использованием унифицированного водила колёсным тягачом, загруженным балластом, представлен на рис. 1, а разновидности унифицированных водил – на рис. 2.



Рис. 1. Буксировка ВС колёсным тягачом с использованием водила



**Рис. 2.** Разновидности унифицированных буксировочных водил

Использование водила не накладывает ограничения на габариты буксировщика со стороны ВС. Однако, основным недостатком данного способа буксировки является значительное увеличение продольного линейного габарита агрегата «тягач – водило– ВС», который может составлять 40 м и более в зависимости от типа буксируемого ВС. Это влечёт за собой необходимость расширения магистральных рулёжных дорожек и радиусов их сопряжений при строительстве и реконструкции аэродромов. Способ безводильной буксировки явно выигрывает перед выше рассмотренным, поскольку агрегат без водила имеет лучшую динамику движения и управляемость, а экономичный лёгкий тягач способен изменять свой сцепной вес за счёт веса буксируемого ВС. Недостатком безводильного тягача является ограничение по высоте, поскольку ему приходится заезжать под фюзеляж ВС.

Анализ литературных источников показал, что в настоящее время происходит интенсивное развитие средств наземного транспортирования ВС безводильного типа, которые могут быть применены в процессе буксировки без использования дополнительного балласта [3, 4]. Но большинство из них не способны осуществлять буксировку ВС с большим взлётным весом.

Известные способы буксировки самолётов не позволяют обеспечить требуемую энергоэффективность аэродромных тягачей при выполнении заданного цикла работ [5, 6].

Представленная авторами УБС ВС позволяет исключить дополнительное балластирование аэродромных колёсных тягачей, используя с этой целью вес ВС, а также обеспечивает буксировку ВС различного типа, в том числе имеющих большой взлётный вес, без переналадки технологического оборудования. Вес буксировщика при этом может быть в десятки раз меньше веса ВС, чем достигается его экономичность, особенно при совершении холостого пробега. Отличительной особенностью предложенного способа буксировки является и то, что оборудование тягача позволяет производить эвакуацию ВС, получивших повреждения колёс шасси [7, 8].

При проведении исследований вопросы метрологического обеспечения на этапах структурного синтеза при разработке УБС ВС не рассматривались, что не исключает возникновение метрологических рисков и негативных ситуаций в процессе применения буксировочной системы [9]. В дальнейшем при производстве конструкторских работ требуется произвести оценку применимости методик расчётов эксплуатационных параметров УБС ВС и провести аттестацию и сертификацию используемого при измерениях программного обеспечения [10–12].

Таким образом, проведение научных исследований по разработке УБС ВС и повышению энергоэффективности аэродромных колёсных тягачей, используемых для наземного обслуживания ВС, является актуальной задачей.

### **Постановка задачи и структурный синтез УБС ВС**

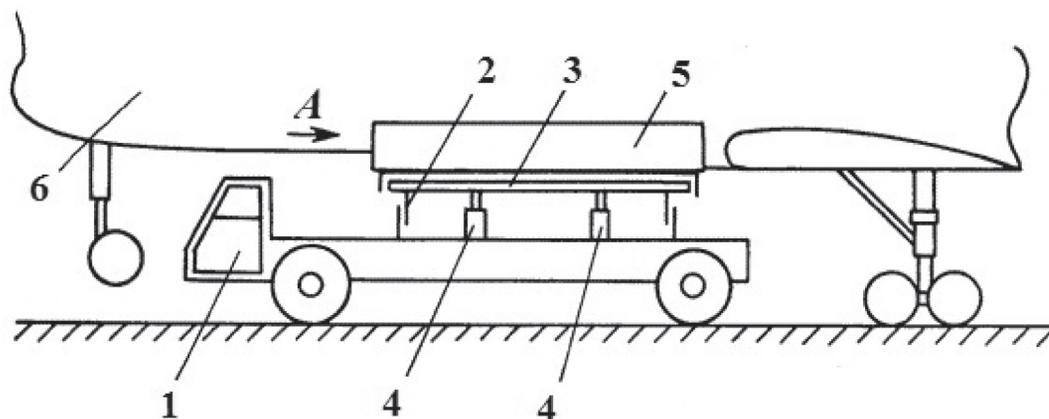
Одной из основных задач при разработке технического облика УБС ВС является создание такой конструкции, которая соответствовала бы современным требованиям: была бы надёжной,

простой в изготовлении и эксплуатации, но в то же время обеспечивала возможность наземной транспортировки разнотипных ВС, в том числе имеющих большой взлётный вес, без переналадки оборудования, то есть, была бы унифицированной.

Устройство, соответствующее предъявляемым требованиям, реализовано в разработанном способе наземного транспортирования ВС и состоит из тягача (автомобильного базового шасси), на грузовой платформе которого смонтирована вращающаяся в горизонтальной плоскости платформа с пневматической подушкой седловидной формы. Предложенная конфигурация пневмоподушки способствует центрированию тягача при подстыковке к ВС. Подъём пневматической подушки к фюзеляжу ВС осуществляется с помощью силовых гидравлических цилиндров, расположенных внутри телескопического направляющего устройства. Таким образом, буксировщик обеспечивает равномерную догрузку ведущих колёс до требуемого сцепного веса.

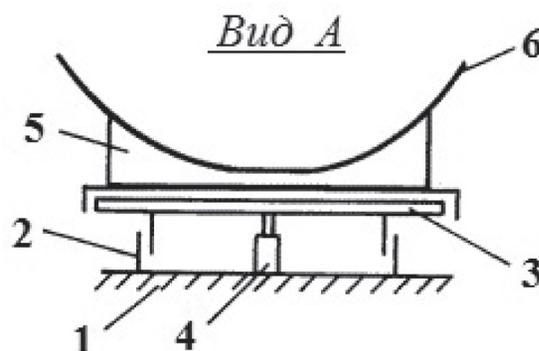
С целью повышения манёвренности УБС ВС предлагается использовать в качестве базового шасси специализированный тягач, имеющий требуемые габаритные размеры, минимальную вертикальную координату центра масс и индивидуальный гидравлический привод ведущих управляемых колёс, что обеспечит их поворот на угол до  $360^\circ$ . Такая манёвренность тягачу необходима ввиду стеснённости габаритных условий под фюзеляжем ВС внутри опорного периметра, ограниченного расстоянием между передней и основными стойками шасси.

Предлагаемый технический облик УБС представлен на рис. 3.



**Рис. 3.** Унифицированная буксировочная система ВС (вид сбоку):  
автомобильное базовое шасси – 1, телескопическое устройство – 2, поворотная платформа – 3,  
гидравлические цилиндры – 4, пневмотканная подушка – 5, воздушное судно – 6

Взаимодействие элементов буксировочной платформы УБС представлено на рис. 4.

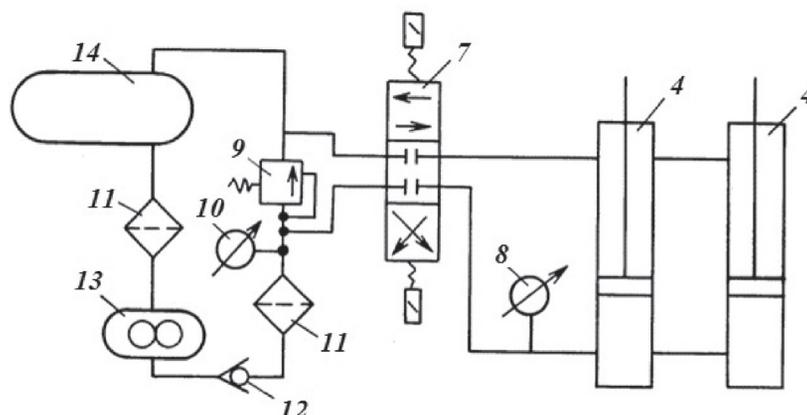


**Рис. 4.** Седловидная платформа:  
грузовая платформа автомобильного базового шасси – 1, телескопическое устройство – 2, поворотная платформа – 3, гидравлические цилиндры – 4, пневмотканная подушка – 5, воздушное судно – 6

Представленный на рис. 3, рис. 4 буксировщик содержит: автомобильное базовое шасси, имеющее повышенную манёвренность; направляющее телескопическое устройство, способное выдерживать реактивное усилие, возникающее в процессе буксировки; поворотную платформу с пневматической подушкой, гидравлические цилиндры.

Пневматическая подушка может быть выполнена из прорезиненной ткани, содержащей необходимое количество слоёв корда для создания необходимой прочности и жёсткости конструкции, при этом запас прочности должен обеспечивать надёжную буксировку ВС с максимальным предполагаемым взлётным весом. В качестве материала для изготовления пневмотканной подушки может быть также использован материал, применяемый при изготовлении пневматических подушек – домкратов для подъёма ВС при проведении его эвакуации с места аварийной посадки.

Принципиальная гидравлическая схема устройства изображена на рис. 5.



**Рис. 5.** Принципиальная гидравлическая схема УБС:

гидравлические цилиндры – 4, электромагнитный клапан – 7, измерители давления – 8, 10, перепускной клапан – 9, фильтры – 11, обратный клапан – 12, гидравлический насос – 13, ёмкость для гидравлической жидкости – 14

Гидравлическая схема УБС содержит: гидроцилиндры, осуществляющие подъём и опускание поворотной платформы с пневмоподушкой; электромагнитный кран, выполняющий функцию трёхходового гидравлического крана, с помощью которого происходит управление работой гидроцилиндров; измерители давления, позволяющие оценить величину догрузки ведущих колёс базового шасси; перепускной клапан, выполняющий функцию регулятора давления гидравлической жидкости в системе; фильтры; обратный клапан; гидронасос и ёмкость для гидравлической жидкости.

Наземное транспортирование ВС с помощью УБС, оснащённой регулятором сцепного веса, может выглядеть следующим образом.

Перед началом буксировки УБС подъезжает под некоторым углом к ВС и останавливается таким образом, чтобы поворотная платформа оказалась как можно ближе к продольной оси фюзеляжа ВС между его опорными стойками. После чего осуществляется разворот поворотной платформы, который обеспечивается особенностями её конструкции, до совпадения продольной оси пневматической подушки с продольной осью фюзеляжа. После визуального контроля производится подъём грузовой платформы с помощью механизмов управления до контакта и центровки пневмотканной подушки седловидной формы с ВС. В зависимости от взлётного веса ВС водитель буксировщика с помощью регулировки перепускного клапана производит необходимую догрузку ведущих колёс с целью создания требуемого сцепного веса и обеспечения надёжной фиксации ВС в пневмотканной подушке. При движении передача тягового усилия ВС осуществляется за счёт силы трения, при этом значение коэффициента сцепления резинового покрытия пневмотканной подушки с обшивкой фюзеляжа может достигать значения 0,83 [13].

Изготовление УБС ВС возможно осуществить из отечественных комплектующих.

## Заключение

Предложенная авторами статьи конструкция УБС позволяет осуществлять надёжное наземное транспортирование широкого спектра разнотипных ВС, в том числе по аэродромным покрытиям с низким коэффициентом сцепления за счёт возможности изменения сцепного веса, что обеспечивает повышение её энергоэффективности.

Применение УБС для реализации предложенного способа наземного транспортирования ВС является актуальным и экономически эффективным решением.

Предложенная оригинальная конструкция УБС ВС обеспечивает повышение оперативности наземного транспортирования ВС и уменьшение затрат на эксплуатацию системы по сравнению с буксировочными системами, использующими водило.

С целью повышения манёвренности УБС ВС предлагается использовать в качестве базового шасси специализированный тягач, имеющий индивидуальный гидравлический привод ведущих управляемых колёс.

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

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

## Список источников

1. Страхов Л. Н. Средства аэродромно-технического обеспечения полётов. Москва: Воениздат, 1980. 320 с.
2. Канарчук В. Е. Авиационная наземная техника: Справочник. Москва: Транспорт, 1989. 59 с.
3. Малогабаритный буксировщик беспилотных летательных аппаратов самолётного типа с автоматическим управлением: пат. RU 2744085 C1 / А. В. Великанов, С. В. Артыщенко, Д. Е. Дьяков, В. В. Макогонов // Изобретения. Полезные модели. 2021. № 7.
4. Способ буксировки самолетов с использованием малогабаритного буксировщика с дистанционным управлением: пат. RU 2618611 C1 / Д. Е. Дьяков, А. В. Великанов, Д. В. Лиховидов, Е. В. Носов, А. А. Плахотин, А. С. Германович, А. В. Заикин // Изобретения. Полезные модели. 2017. № 13.
5. Автоматический увеличитель сцепного веса буксировщика воздушных судов: пат. RU 2271316 C1 / А. В. Великанов, В. А. Нилов, О. А. Бердичевский // Изобретения. Полезные модели. 2006. № 7.
6. Способ автоматического увеличения сцепного веса буксировщика воздушных судов: пат. RU 2370417 C1 / А. В. Великанов, Н. Ю. Федоров, Д. В. Лиховидов, Е. В. Носов, С. В. Лазарев // Изобретения. Полезные модели. 2009. № 29.
7. Устройство для транспортирования воздушных судов: пат. РФ № RU 2191144 C1 / А. В. Великанов, П. И. Иванищев, Л. Л. Марченков // Изобретения. Полезные модели. 2002. № 29.
8. Способ транспортирования воздушных судов: Пат. РФ № RU 2294863 C1 / А. В. Великанов, В. А. Нилов, П. И. Иванищев, Д. С. Чирков // Изобретения. Полезные модели. 2007. № 7.
9. Богоявленский А. А., Боков А. Е. Постановка задачи разработки методов управления метрологическими рисками негативных ситуаций в авиационной деятельности // Мир измерений. 2013. № 10. С. 3–7. <https://doi.org/10.35400/1813-8667-2013-10-3-7>
10. Богоявленский А. А., Боков А. Е. Аттестация программного обеспечения специальных СИ на воздушном транспорте // Мир измерений. 2012. № 11. С. 14–22. <https://doi.org/10.35400/1813-8667-2012-11-14-22>
11. Богоявленский А. А. Аттестация испытательного оборудования узлов и агрегатов авиационной техники // Научный вестник МГТУ ГА. 2014. № 199(1). С. 126–133.
12. Богоявленский А. А., Боков А. Е., Ермолаева О. Л., Матюхин К. Е. О сертификации программного обеспечения средств измерений и информационно-измерительных систем, применяемых в гражданской авиации // Сборник научных трудов ГосНИИ ГА. 2010. № 311. С. 86–90.
13. Кошкин Н. И., Ширкевич М. Г. Справочник по элементарной физике. Москва: Наука, 1976. 256 с.

## References

1. Strakhov L. N. *Sredstva aehrodromno-tekhnicheskogo obespecheniya poletov [Means of aerodrome technical support of flights]*, Moscow, Voenizdat publ., 1980, 320 p. (In Russ.)
2. Kanarchuk V. E. *Aviatsionnaya nazemnaya tekhnika. Spravochnik [Aviation ground equipment. Handbook]*, Moscow, Transport publ., 1989. 59 p. (In Russ.)
3. Velikanov A. V., Artyshenko S. V., Dyakov D. E., Makogonov V. V. Patent RU 2744085 C1, *Inventions. Utility models*, no. 7 (2021).
4. Dyakov D. E., Velikanov A. V., Likhovidov D. V., Nosov E. V. Plakhotin A. A., Germanovich A. S., Zaikin A. V. Patent RU 2618611 C1, *Inventions. Utility models*, no. 13 (2017).
5. Velikanov A. V., Nilov V. A., Berdichevsky O. A. RF Patent RU 2271316 C1, *Byull. Izobret.*, no. 7 (2006).
6. Velikanov A. V., Fedorov N. Yu., Likhovidov D. V., Nosov E. V., Lazarev S. V. Patent RU 2370417 C1, *Byull. Izobret.*, no. 29 (2009).
7. Velikanov A. V., Ivanishchev P. I., Marchenkov L. L. Patent RU 2191144 C1, *Byull. Izobret.*, no. 29 (2002).
8. Velikanov A. V., Nilov V. A., Ivanishchev P. I., Chirkov D. S. Patent RU 2294863 C1, *Byull. Izobret.*, no. 7 (2007).
9. Bogoyavlensky A. A., Bokov A. E., Statement of the Problem of Development of Methods of Management of Metrological Risks of Negative Situations in Aviation Activity, *The World of Measurements*, 2013, no. 10, pp. 3–7. (In Russ.) <https://doi.org/10.35400/1813-8667-2013-10-3-7>
10. Bogoyavlensky A. A., Bokov A. E., Certification software special SI air transport, *The World of Measurements*, 2012, no. 11, pp. 14–22. (In Russ.) <https://doi.org/10.35400/1813-8667-2012-11-14-22>
11. Bogoyavlensky A. A. Certification of testing equipment of the components and units of aviation equipment, *Civil Aviation High Technologies*, 2014, no. 199(1), pp. 126–133. (In Russ.)
12. Bogoyavlensky A. A., Bokov A. E., Ermolaeva O. L., Matyukhin K. E. About certification of measure means program ensurance and information-measuring systems using in civil aviation, *Sbornik nauchnykh trudov GosNII GA*, 2010, no. 311, pp. 86–90. (In Russ.)
13. Koshkin N. I., Shirkevich M. G. *Spravochnik po ehlementarnoj fizike [Handbook of Elementary physics]*, Moscow, Nauka publ., 1976, 256 p. (In Russ.)

## Информация об авторах

**Великанов Алексей Викторович**, кандидат технических наук, профессор, профессор кафедры, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина», Воронеж, Россия, [Velikanov\\_AI\\_V@mail.ru](mailto:Velikanov_AI_V@mail.ru)

**Дьяков Денис Евгеньевич**, кандидат технических наук, доцент кафедры, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина», Воронеж, Россия, [snooker646@rambler.ru](mailto:snooker646@rambler.ru)

**Великанова Лариса Алексеевна**, младший научный сотрудник, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина», Воронеж, Россия, [Velar1966@mail.ru](mailto:Velar1966@mail.ru)

**Дьякова Нина Алексеевна**, кандидат биологических наук, доцент, доцент кафедры, Воронежский государственный университет, Воронеж, Россия, [Ninochka\\_V89@mail.ru](mailto:Ninochka_V89@mail.ru)

## Authors information

**Velikanov Alexey V.**, Candidate of Sciences (Engineering), Professor, Professor of the Department, Military Educational and Scientific Centre of the Air Force N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin Air Force Academy, Voronezh, Russia, [Velikanov\\_AI\\_V@mail.ru](mailto:Velikanov_AI_V@mail.ru)

**Dyakov Denis E.**, Candidate of Sciences (Engineering), Associate Professor of Department, Military Educational and Scientific Centre of the Air Force N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin Air Force Academy, Voronezh, Russia, snooker646@rambler.ru

**Velikanova Larisa A.**, Junior Researcher, Military Educational and Scientific Centre of the Air Force N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin Air Force Academy, Voronezh, Russia, Velar1966@mail.ru

**Dyakova Nina A.**, Candidate of Sciences (Biology), Associate Professor, Associate Professor of Department, Voronezh State University, Voronezh, Russia, Ninochka\_V89@mail.ru

*Статья поступила в редакцию 31.01.2023; одобрена после рецензирования 19.04.2023; принята к публикации 26.04.2023.*

*The article was submitted 31.01.2023; approved after reviewing 19.04.2023; accepted for publication 26.04.2023.*

Обзорная статья

УДК 629.735.05:621.396.933

## ВОПРОСЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЦЕЛОСТНОСТИ ПРИ ПОЛЁТЕ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ В УСЛОВИЯХ ЗОНАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ ПО НАВИГАЦИОННЫМ СПЕЦИФИКАЦИЯМ (PBN)

А. П. ИЛЬИН, А. Н. ТИТОВ, А. А. КУЗНЕЦОВ, С. В. КАРАЧИН, Е. М. ЛУНЁВ

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

**Аннотация.** Статья посвящена одной из основных характеристик навигационных спецификаций PBN – целостности, при выполнении полётов воздушных судов (ВС) гражданской авиации (ГА) в условиях зональной навигации, основанной на характеристиках PBN (навигационные спецификации RNAV 1, RNAV 2, RNAV 5, RNAV 10, RNP 1, RNP 2, RNP 4). В статье рассмотрены основные понятия концепции коридора удерживания ВС в горизонтальной плоскости. Обобщены определения целостности и её потери в различной отечественной и зарубежной нормативной документации, определены требования к вероятности потери целостности для различных навигационных спецификаций PBN. Предложена методика оценки целостности, предварительный анализ типовой конструкции с её дальнейшей оценкой при сертификационных испытаниях самолёта. Проведённый анализ сертификационных испытаний самолётов Ан-124-100, Ан-124-100М, Ил-76ТД-90ВД, Ил-96-300, Ту-214, RRJ-95 в части обеспечения целостности и соответствия полученных результатов требованиям ИКАО показал, что результаты, полученные по вышеуказанным самолётам с использованием предложенной методики, соответствуют требованиям. Приведены полученные результаты вероятности целостности сертифицированных и сертифицируемых отечественных ВС с различной типовой конструкцией в части навигационного оборудования системы RNP/RNAV. Обоснована необходимость разработки отечественной нормативной документации для внедрения концепции зональной навигации PBN.

**Ключевые слова:** гражданская авиация, воздушное судно, зональная навигация RNAV, основанная на характеристиках навигация (PBN), коридор удерживания, требуемые навигационные характеристики RNP, целостность

**Для цитирования:** Ильин А. П., Титов А. Н., Кузнецов А. А., Карачин С. В., Лунёв Е. М. Вопросы обеспечения целостности при полёте воздушных судов гражданской авиации в условиях зональной навигации по навигационным спецификациям (PBN) // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 42. С. 67–75.

## ISSUES TO ENSURE INTEGRITY IN THE FLIGHTS OF THE CIVIL AIRCRAFT IN CONDITION NAVIGATION SPECIFICATION OF THE PERFORMANCE BASED NAVIGATION (PBN)

A. P. ILYIN, A. N. TITOV, A. A. KUZNETSOV, S. V. KARACHIN, E. M. LUNEV

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

**Abstract.** The article is devoted to one of the main characteristics of PBN — Integrity, when performing civil aircraft flights under conditions of area navigation according to PBN characteristics (navigation specifications

RNAV 1, RNAV 2, RNAV 5, RNAV 10, RNP 1, RNP 2, RNP 4). The article discusses the lateral containment concept in the horizontal plane. The definitions of Integrity and its loss in various domestic and foreign regulatory documentation are generalized, requirements for the probability of loss of Integrity for various navigation specifications PBN are established. The method of Integrity assessment, preliminary analysis of the type design with their further evaluation during aircraft certification tests are proposed. The performed analysis of certification tests of An-124-100, An-124-100M, IL-76TD-90VD, IL-96-300, TU-214, RRJ-95 aircraft with respect to ensuring Integrity and compliance of the results with the ICAO requirements showed that the results obtained for the above aircraft using the proposed method comply with the requirements. The obtained results of probability of Integrity of certified and being certified domestic aircraft with different type design with respect to navigation equipment of RNP/RNAV system are shown. The necessity of development of domestic regulatory documentation for the implementation of the PBN area navigation concept is substantiated.

**Keywords:** civil aviation, aircraft, area navigation RNAV, performance-based navigation (PBN), lateral containment, required navigation performance RNP, integrity

**For citation:** Ilyin A. P., Titov A. N., Kuznetsov A. A., Karachin S. V., Lunev E. M. Issues to ensure integrity in the flights of the civil aircraft in condition navigation specification of the performance based navigation (PBN), *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 42, pp. 67–75. (In Russ.)

## Введение

Современная концепция навигации, основанная на характеристиках (PBN), или зональная навигация – прогрессивный способ формулирования требований к навигационным характеристикам ВС и аэронавигационного обеспечения в пределах назначенного района воздушного пространства.

Концепция PBN предусматривает обеспечение выполнения полёта ВС в пределах установленного воздушного пространства с использованием аэронавигационных систем RNAV или RNP. При этом [1]:

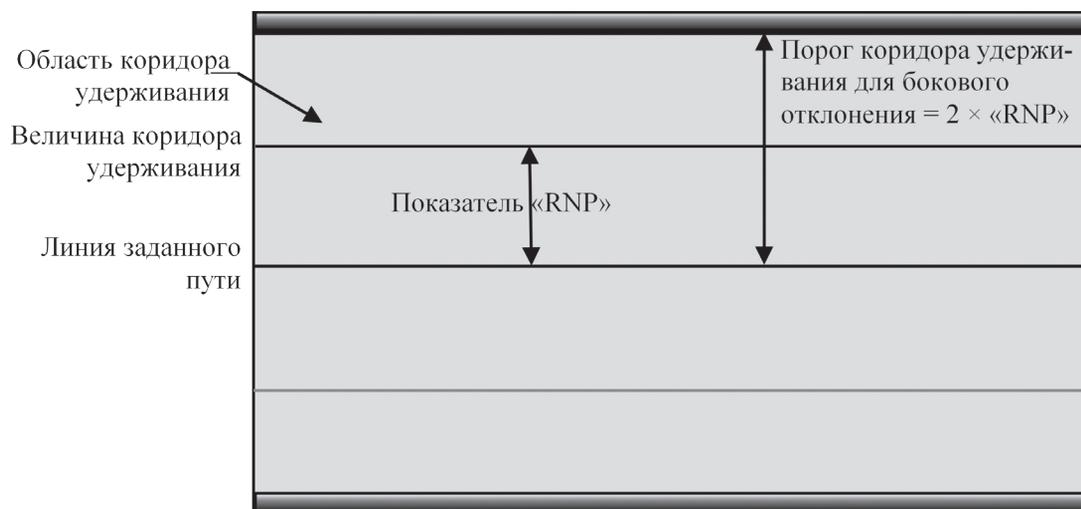
– Система RNAV позволяет ВС выполнять полёты по любой желаемой траектории в пределах выделенной зоны воздушного пространства, обеспеченной опорными наземными навигационными средствами, или в пределах, определяемых возможностями автономных бортовых средств навигации, или их комбинацией.

– Система RNP позволяет ВС выполнять полёты по выделенным трассам с сокращёнными нормами бокового и продольного эшелонирования и при условии обеспечения контроля на борту за выдерживанием навигационных характеристик и выдачи предупреждений экипажу в случае их несоблюдения.

Одним из основных элементов концепции PBN является понятие навигационной спецификации, используемое государством в качестве основы для утверждения лётной годности и допуска к эксплуатации ВС. В навигационной спецификации детализируются предъявляемые к системе RNP/RNAV ВС требования к навигационным характеристикам ВС и аэронавигационного пространства в терминах минимально приемлемых уровней точности, целостности, непрерывности, функциональности и эксплуатационных возможностей. В рамках концепции PBN сформулировано понятие об удержании ВС желаемой траектории полёта в горизонтальной и вертикальной плоскостях. В настоящей статье рассмотрен аспект удерживания ВС желаемой траектории полёта только в горизонтальной плоскости.

Согласно применяемым в настоящее время в международной практике нормативным документам ИКАО Doc 9613 [1], RTCA DO-236C [2] и RTCA DO-283B [3], понятие коридора удерживания ВС в горизонтальной плоскости, разработанное с учётом требований норм бокового и продольного эшелонирования, предполагает, что ограниченное пространство вдоль

рассчитанной системой RNP/RNAV траектории полёта ВС может быть определено, а вероятность того, что ВС будет оставаться в пределах этого пространства, может быть ограничена, исходя из вероятности риска его столкновения с другими ВС или препятствиями. Термин «удерживание» отражает как показатель «RNP», так и дополнительные требования, связанные с районом более высокой вероятности удерживания, принятые для захода на посадку. На рисунке приведены параметры, относящиеся к удерживанию при измерении в поперечном направлении.



Параметры удерживания в поперечном направлении

Значение вероятности выхода из коридора удерживания определяет один из основных показателей – целостность. В соответствии с нормативной документацией под целостностью понимается мера доверия к оценённому системой RNAV/RNP местоположению.

Требования к целостности удерживания определяют приемлемую вероятность отказов и неисправностей определённого типа для данной навигационной системы RNP/RNAV. В частности, требование к целостности ограничивает допустимую вероятность отказов и неисправностей навигационной системы без выдачи уведомления экипажу, которые приводят к превышению боковой составляющей суммарной ошибки системы (TSE) относительно желаемой траектории полёта заданного предела удерживания «RNP» в боковой плоскости ВС.

Набор возможных состояний навигационной системы приведён в табл. 1. Система считается способной обеспечивать функцию RNP/RNAV, если она соответствует требованиям целостности удерживания для заданного показателя «RNP».

Таблица 1

Эксплуатационные состояния навигационной системы

Состояние системы	Поднабор
TSE < C и уведомление о потере возможности полёта по RNP не выдаётся	E1
TSE > C и уведомление о потере возможности полёта по RNP не выдаётся	E2
Уведомление о потере функции RNP	E3

Примечание. Вероятности P состояний:  $P(E) + P(E2) + P(E3) = 1$ .

Буквой «C» обозначен соответствующий предел удерживания, равный удвоенному значению показателя «RNP», а TSE – это суммарная ошибка системы в боковой плоскости. E1 – это поднабор из набора событий, при котором TSE не превышает требуемую точность.

E2 – это поднабор из набора событий, связанных с отсутствием информации об истинном значении TSE, является показателем целостности системы в отношении предела удерживания. Требование к целостности удерживания направлено на ограничение времени пребывания ВС в таком состоянии, когда предел удерживания превышает без выдачи уведомления экипажу. Это соответствует вероятности того, что TSE будет превышать предел удерживания, но об этом не будет известно ни системе, ни ее пользователю. Такая вероятность  $P(E2)$  должна быть на уровне не более  $10^{-5}$  на 1 ч полёта.

E3 – это поднабор из набора событий, связанных с выдачей системой уведомления о том, что она по любой причине не способна обеспечивать возможность полёта по RNP/RNAV, в том числе в связи с отказами оборудования, ухудшением характеристик и пр. Это не обязательно означает, что система находится в нерабочем состоянии, а может означать, что потеряна текущая функция RNP, или что она ложно объявлена потерянной. Требование к целостности удерживания предназначено для ограничения частоты появления таких событий и включает все возможные события, приводящие к потере системой текущей возможности полёта по RNP/RNAV. Вероятность E3 должна быть на уровне не более  $10^{-4}$  на 1 ч полёта. Это требование ограничивает общий показатель выявленных отказов и состояния оборудования.

Демонстрация соответствия ВС требованиям по целостности включает оценку  $P(E2)$  и  $P(E3)$  в отношении рассматриваемого предела удерживания, а также демонстрацию того, что соблюдаются соответствующие требования. Первое из этих требований, по сути, ограничивает время потенциально небезопасной эксплуатации ВС. Второе – ограничивает частоту событий, при которых экипаж получает уведомление о том, что система более не может полностью обеспечивать возможность полётов по RNP/RNAV для заданного показателя «RNP».

### **Определение целостности и её потери**

В применяемых на практике международных нормативных документах приводятся различные определения показателя целостности.

Например, в соответствии с документом [1] для всех спецификаций PBN (без учёта продольного эшелонирования) потеря целостности определяется как неисправность бортового навигационного оборудования, классифицируемого по нормам лётной годности как состояние серьёзного (major) отказа ( $10^{-5}$  на 1 ч полёта).

При этом в [2] целостность удерживания – это мера доверия к оценённому системой RNAV/RNP местоположению, выраженная как вероятность того, что система выявит и предупредит о ситуации, при которой TSE превысит предел удерживания.

Согласно документу EASA CS-ACNS [4] целостность определяется как вероятность на час работы необнаруженного отказа функционального элемента, который приводит к возникновению повреждённых (ошибочных) данных или отказу в процессе их обработки, что приводит к потере (частичной) других доступных данных.

Согласно FAA AC 20-138 [5] потеря целостности – неправильное функционирование навигационного оборудования ВС, которое приводит к превышению суммарной ошибки системы двукратного значения величины RNP без сигнализации экипажу, классифицируется как условие серьёзного (major) отказа в соответствии с требованиями лётной годности ( $10^{-5}$  на ч полёта).

Несмотря на различия этих формулировок, их общей основой является понятие о вероятности выдачи ложной информации.

### **Нормирование целостности для различных навигационных спецификаций**

Требования к целостности для различных спецификаций приведены в табл. 2 в соответствии с [1]. Аналогичные требования предъявляются и в [4].

Таблица 2

Требования к целостности для различных навигационных спецификаций

Навигационная спецификация	Этапы полёта							
	Маршрутный		Прибытие	Заход на посадку				Вылет
	океанический/удалённый	континентальный		Начальный	Промежуточный	Конечный	Уход на второй круг	
RNAV 10	10 <sup>-5</sup>							
RNAV 5		10 <sup>-5</sup>	10 <sup>-5</sup>					
RNAV 2		10 <sup>-5</sup>	10 <sup>-5</sup>					
RNAV 1		10 <sup>-5</sup>	10 <sup>-5</sup>	10 <sup>-5</sup>	10 <sup>-5</sup>		10 <sup>-5</sup>	10 <sup>-5</sup>
RNP 4	10 <sup>-5</sup>							
RNP 2	10 <sup>-5</sup>	10 <sup>-5</sup>						
RNP 1			10 <sup>-5</sup>	10 <sup>-5</sup>	10 <sup>-5</sup>		10 <sup>-5</sup>	10 <sup>-5</sup>
RNP APCH*				10 <sup>-5</sup> (A) 10 <sup>-7</sup> –10 <sup>-9</sup> (B)				
RNP AR APCH				10 <sup>-7</sup>	10 <sup>-7</sup>	10 <sup>-7</sup>	10 <sup>-7</sup>	

\* (A) – требования к целостности для RNP APCH раздела A; (B) – требования к целостности для RNP APCH раздела B.

**Риск потери целостности**

Риск потери целостности представляет собой предельное значение вероятности того, что требуемая целостность не достигается.

Риск потери целостности представляет собой вероятность того, что в любой момент ошибка местоположения превысит порог коридора удерживания.

Поскольку в условиях штатного производства полётов ошибку местоположения ВС объективно определить невозможно, то необходимо вычислять статистическое предельное значение ошибки местоположения, называемое уровнем защиты, для того чтобы иметь возможность оценки риска превышения порога коридора удерживания. Из этого следует, что система признаётся непригодной RNAV/RNP не в том случае, когда фактическая ошибка местоположения превышает порог удерживания, а когда этот порог превышает заданным уровнем защиты (поскольку уровень риска того, что ошибка местоположения превысит порог коридора удерживания, будет выше предопределённого уровня риска потери целостности).

ИКАО определяет уровень защиты следующим образом: уровень защиты в горизонтальной плоскости обеспечивает границу горизонтальной ошибки определения местоположения с вероятностью, полученной из требований к целостности.

Допускается вместо оценки ошибки в боковом направлении от ВС использовать оценку круговой ошибки в горизонтальной плоскости, в этом случае уровень защиты по горизонтали представляет собой радиус круга в горизонтальной плоскости (плоскости, касательной к эллипсоиду всемирной геодезической системы WGS-84 на заданной высоте полёта ВС), центр которого находится в точке истинного местоположения и который очерчивает область, в пределах которой гарантированно находится указанное горизонтальное местоположение.

## Методика оценки целостности режимов навигационных спецификаций ВС ГА

В процессе подготовки и проведения сертификационных наземных и лётных испытаний в условиях PBN необходимо выполнить анализ того, насколько вероятно потеря возможности системы RNAV/RNP обеспечить требуемые характеристики в процессе её эксплуатации.

Для подтверждения соответствия требованиям, предъявляемым к целостности информации в «коридоре удерживания», с участием авторов данной статьи была разработана «Методика оценки целостности режимов навигационных спецификаций» (далее Методика), предусматривающая:

1. Анализ рабочей конфигурации системы RNAV/RNP (например, базовой рабочей конфигурации, изменения конфигурации из-за переключений, конфигурации средств диспетчерской связи, источники информации о датчиках, дублирование).

2. Идентификацию критических конфигураций системы.

3. Анализ надёжных характеристик оборудования ВС, обеспечивающего выполнение полёта в пространстве RNP/RNAV.

4. Анализ минимальных требований, предъявляемых к оборудованию, предназначенному для диспетчерской связи во время полётов в пространстве RNP/RNAV, к идентификации соответствующей информации, выводимой на индикацию, и к идентификации оповещений, предоставляемых лётному экипажу, в случае обнаруживаемой потери целостности информации в «коридоре удерживания».

5. Логическое обоснование периода наибольшей уязвимости.

6. Разработку процедур снижения нагрузки лётного экипажа.

Методика предусматривает оценку целостности информации в «коридоре удерживания» выполнять на основе аналитического подхода (инженерного, либо анализа отказобезопасности) с расчётом вероятности появления опасно ложной навигационной информации (вводящей в заблуждение лётный экипаж). Для этого выполняется построение деревьев неисправностей и отказов. Вероятность появления опасно ложной навигационной информации определяется на основе анализа дерева неисправностей и отказов, в котором учитываются необнаруженные системой контроля неисправности и отказы аппаратуры RNP/RNAV, обеспечивающей выполнение полёта в пространстве RNP/RNAV.

Дополнительно для того, чтобы оценить вероятность необнаруживаемого выхода ВС за границу коридора удерживания, Методика требует принять во внимание достоверность технических характеристик системы RNP/RNAV ВС, проанализировать информацию о полёте, информацию, выводимую на индикацию, а также достоверность выдаваемых предупреждений.

В результате анализа до проведения лётных испытаний должно быть показано, что ВС установленной системой RNP/RNAV может обеспечить заявленный показатель «RNP».

Методика также содержит методы прямой или косвенной оценки вероятности таких событий, в результате которых TSE ВС может превысить предельно допустимое отклонение в коридоре удерживания без оповещения о потере целостности.

Таким образом, все известные неисправности, отказы и конфигурации ВС должны быть проверены при проведении анализа и лётных испытаний на соответствие требованиям к целостности в коридоре удерживания. Это должно быть предусмотрено в процедурах методов определения соответствия ВС заявленному типу RNP/RNAV.

### Анализ результатов проведения сертификационных работ по отечественным самолётам ГА

В результате проведения по вышеприведённой методике анализа «точности, целостности...» и последующих лётных испытаний, были получены следующие результаты, представленные в табл. 3.

Различия в полученных показателях целостности связаны с разным составом пилотажно-навигационного оборудования рассматриваемых самолётов. Результаты показывают, что параметры целостности для навигационных спецификаций PBN (RNAV 10 – RNP 1) не превышают по своим значениям уровня в  $10^{-6}$  (не более  $10^{-5}$ ), а для RNP APCH –  $10^{-9}$ . Таким образом, удовлетворяются требования, предъявляемые документом [1] в части целостности.

Одновременно, по показателям целостности, все рассмотренные ВС удовлетворяют требованиям документа [4].

Таблица 3

Значения целостности типов ВС для навигационных спецификаций

ВС	Навигационная спецификация								
	RNAV 10	RNAV 5	RNAV 2	RNAV 1	RNP 4	RNP 2	RNP 1	RNP APCH	RNP AR APCH**
Ан-124-100 (AMTES)*	$1,01 \cdot 10^{-9}$	$9,41 \cdot 10^{-7}$	$9,41 \cdot 10^{-7}$	$9,41 \cdot 10^{-7}$	$2,06 \cdot 10^{-10}$	$2,06 \cdot 10^{-10}$	$2,06 \cdot 10^{-10}$		
Ан-124-100М				$3,32 \cdot 10^{-10}$					
Ил-76ГД-90ВД*				$6,86 \cdot 10^{-6}$					
Ил-96-300	$1,86 \cdot 10^{-10}$		$6,18 \cdot 10^{-09}$	$1,87 \cdot 10^{-09}$	$1,53 \cdot 10^{-8}$				
Ту-214	$3,60 \cdot 10^{-8}$	$2,39 \cdot 10^{-7}$		$2,28 \cdot 10^{-10}$				$3,59 \cdot 10^{-9}$	
RRJ-95				$8,10 \cdot 10^{-10}$					

\* – находится в процессе сертификации; \*\* – не реализован на отечественных ВС.

## Заключение

1. Проанализирована концепция PBN с концепцией коридора удерживания.
2. Определены значения показателей целостности для коридора удерживания навигационных спецификаций PBN.
3. Проанализированы различные определения целостности, приведённые в ряде нормативных документов, применяемых в различных международных нормах.
4. Определены основные требования к риску потери целостности для навигационных спецификаций PBN.
5. Показаны методы оценки целостности, предварительный анализ типовой конструкции с дальнейшей их оценкой при сертификационных испытаниях самолёта.
6. Приведены и проанализированы результаты сертификационных работ в части целостности для ряда отечественных самолётов ГА.
7. Применяемые на практике международные нормативные документы разнятся в некоторых определениях и формулировках требований, что может затруднять работу разработчиков гражданской авиационной техники и сертифицирующих органов. Для устранения этого затруднения и учёта значительного накопленного практического опыта по выполнению сертификационных работ ВС в ГА Российской Федерации в части PBN, представляется целесообразным разработать единые отечественные нормативные документы по тематике PBN.

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

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

## Список источников

1. ИКАО Doc 9613 AN/937. Руководство по навигации, основанной на характеристиках (PBN). Изд. 4-е. Монреаль: ИКАО. 2013. 444 с.
2. RTCA DO-236C, Minimum Aviation System Performance Standards: Required Navigation Performance for Area Navigation, 2013, available at: <https://standards.globalspec.com/std/1610901/rtca-do-236> (accessed 05.05.2023).
3. RTCA DO-283B, Minimum Operational Performance Standards for Required Navigation Performance for Area Navigation, 2015, available at: <https://standards.globalspec.com/std/1610901/rtca-do-238> (accessed 05.05.2023).
4. European Union Aviation Safety Agency (EASA), Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Airborne Communications, Navigation and Surveillance CS-ACNS, Issue 2, 2019, 257 p.
5. AC 20-138D, Airworthiness Approval Positioning and Navigation Systems, U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, 2014, 261 p.

## References

1. ICAO Doc 9613 AN/937, Performance-Based Navigation (PBN) Manual, 4th edition, Montreal, ICAO, 2013, 398 p.
2. RTCA DO-236C, Minimum Aviation System Performance Standards: Required Navigation Performance for Area Navigation, 2013, available at: <https://standards.globalspec.com/std/1610901/rtca-do-236> (accessed 05.05.2023).
3. RTCA DO-283B, Minimum Operational Performance Standards for Required Navigation Performance for Area Navigation, 2015, available at: <https://standards.globalspec.com/std/1610901/rtca-do-238> (accessed 05.05.2023).
4. European Union Aviation Safety Agency (EASA), Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Airborne Communications, Navigation and Surveillance CS-ACNS, Issue 2, 2019, 257 p.
5. AC 20-138D, Airworthiness Approval Positioning and Navigation Systems, U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, 2014, 261 p.

## Информация об авторах

**Ильин Александр Петрович**, начальник сектора, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, alex33a50@yandex.ru

**Титов Анатолий Николаевич**, заместитель начальника отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, AN\_Titov@gosniiga.ru

**Кузнецов Андрей Анатольевич**, старший научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, AA\_Kuznetsov@gosniiga.ru

**Карачин Сергей Владимирович**, ведущий инженер по лётным испытаниям ВС, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, KarachinSV@gosniiga.ru

**Лунёв Евгений Маркович**, кандидат технических наук, начальник отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, Evgeny.Lunev@gosniiga.ru

## Authors information

**Ilyin Alexander P.**, Head of Sector, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, alex33a50@yandex.ru

**Titov Anatoly N.**, Deputy Head of Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, AN\_Titov@gosniiga.ru

**Kuznetsov Andrey A.**, Senior Research Associate, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, AA\_Kuznetsov@gosniiga.ru

**Karachin Sergey V.**, Leading Aircraft Flight Test Engineer, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, KarachinSV@gosniiga.ru

**Lunev Evgeny M.**, Candidate of Sciences (Engineering), Head of Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, Evgeny.Lunev@gosniiga.ru

*Статья поступила в редакцию 19.10.2022; одобрена после рецензирования 12.05.2023; принята к публикации 28.05.2023.  
The article was submitted 19.10.2022; approved after reviewing 12.05.2023; accepted for publication 28.05.2023.*

Научная статья  
УДК 629.735.33

## ОБ ОДНОМ ИЗ ПОДХОДОВ К ПОСТРОЕНИЮ МАТРИЦЫ РИСКОВ ДЛЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЁТОВ

В. М. РУХЛИНСКИЙ<sup>1</sup>, А. А. ХАУСТОВ<sup>2</sup>, Е. Е. ТЕРЁХИНА<sup>3</sup>

<sup>1</sup> Межгосударственный авиационный комитет, Москва, Россия

<sup>2</sup> Авиакомпания «Россия», Санкт-Петербург, Россия

<sup>3</sup> Центр специальных транспортных средств Научно-производственного объединения  
«Специальная техника и связь» Министерства внутренних дел РФ, Москва, Россия

**Аннотация.** Применение матрицы рисков для безопасности полётов (БП) рекомендуется Международной организацией гражданской авиации (ИКАО) в рамках систем управления безопасностью полётов (СУБП) поставщиков авиационных услуг (ПАУ). Матрица рисков для БП представляет собой способ отображения рисков в соответствии с их последствиями и вероятностью и объединения характеристик для отображения категории значимости риска. Предложен новый подход к построению матрицы рисков в рамках СУБП ПАУ на основе данных Росавиации о БП и определённого ПАУ приемлемого уровня БП (TLS). Подобная задача решается впервые. На примере эксплуатанта аэродрома продемонстрирована работоспособность подхода, показано как выбрать шкалы тяжести последствий и вероятностей, как задать категории значимости и приемлемости риска. Построена матрица рисков для БП эксплуатанта аэродромов. Показано, что построенная матрица рисков применима для категоризации рисков для БП и принятия решений о приемлемости риска и, как следствие, о необходимости разработки мероприятий по их минимизации в транспортных системах страны. Впервые предложен алгоритм формирования матрицы рисков для БП ПАУ на основе TLS, что обеспечивает соответствие потребностям конкретной организации. Предлагаемый подход применим для государства в рамках государственной программы БП.

**Ключевые слова:** матрица рисков, безопасность полётов, пирамида рисков, транспортные системы страны, гражданская авиация, воздушные суда

**Для цитирования:** Рухлинский В. М., Хаустов А. А., Терёхина Е. Е. Об одном из подходов к построению матрицы рисков для безопасности полётов // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 42. С. 76–86.

## ABOUT ONE OF THE APPROACHES TO BUILDING A SAFETY RISK MATRIX

V. M. RUKHLINSKIY<sup>1</sup>, A. A. KHAUSTOV<sup>2</sup>, E. E. TERYOKHINA<sup>3</sup>

<sup>1</sup> The Interstate Aviation Committee, Moscow, Russia

<sup>2</sup> Rossiya Airlines, Saint Petersburg, Russia

<sup>3</sup> Center for Special Vehicles of the Scientific and Production Association "Special Equipment and Communications" of the Ministry of The Interior of the Russian Federation, Moscow, Russia

**Abstract.** The application of a safety risk matrix is recommended by the International Civil Aviation Organization as part of the Safety Management Systems of Aviation Service Providers (ASP SMS). The safety risk matrix is a way of displaying risks according to their consequences and likelihood and combining their

characteristics to display the category of risk significance. The paper proposes a new approach to building a risk matrix within the framework of the ASP SMS based on safety data of the Federal Air Transport Agency of Russian Federation (FATA) and a specific ASP of a target level of safety (TLS). This is the first time such a problem has been solved. On the example of an aerodrome operator, the efficiency of the approach is demonstrated, it is shown how to choose scales of severity, consequences and probabilities, how to set categories of significance and risk acceptability. A safety risk matrix of the airfield operator has been built. It is shown that the constructed risk matrix is applicable for categorizing safety risks and making decisions on the acceptability of the risk and, as a result, on the need to develop measures to minimize them in the state transport systems. For the first time, an algorithm for generating a ASP safety risk matrix based on TLS is proposed, which ensures compliance with the needs of a particular organization. The proposed approach is applicable for the state within the framework of the State Safety Program.

**Keywords:** risk matrix, safety, risk pyramid, state transport systems, civil aviation, aircraft

**For citation:** Rukhlinskiy V. M., Khaustov A. A., Teryokhina E. E. About one of the approaches to building a safety risk matrix, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 42, pp. 76–86. (In Russ.)

## Введение

СУБП ПАУ представляет собой динамическую систему менеджмента рисков, базирующуюся на принципах системы менеджмента качества по своей структуре, масштабируемую соразмерно эксплуатационным рискам конкурентной организации и применяемую в контексте культуры безопасности полётов (БП) [1]. Функциональным ядром СУБП является процесс управления рисками для БП, представляющий собой частный случай реализации общего процесса управления рисками организации, определяемый ГОСТ Р МЭК 31010-2021 [2], рекомендуемыми к применению материалами ИКАО [3]. Для запуска процесса управления рисками необходимо определить его контекст: задать критерии риска, применяемые для оценки его допустимости и поддержки процессов принятия решений.

В качестве критериев риска используются категории значимости и приемлемости риска, шкалы тяжести последствий и вероятностей. Обобщением шкалы тяжести последствий и вероятностей, а также категорий значимости риска является матрица рисков.

Различные аспекты применения матрицы рисков в рамках СУБП ПАУ обсуждаются в [4, 5]. В [4] показана возможность формирования и применения «портфеля матриц риска» для обеспечения информационной базы данных по анализу БП эксплуатантов воздушных судов (ВС) в соответствии с принятыми стратегиями для определённых периодов наблюдения. В [5] подробно рассматриваются известные ограничения и недостатки применения матрицы рисков в рамках СУБП эксплуатантов ВС. В настоящей статье указанные проблемы затрагиваться не будут. При этом в [4, 5] не обсуждается решение задачи построения матрицы рисков для БП.

В настоящей статье авторами предложен новый подход к построению матрицы рисков в рамках СУБП ПАУ на основе данных о БП и определённого ранее приемлемого уровня БП (TLS) [6]. Подобная задача решается впервые.

## Постановка задачи и основные приближения

К ПАУ, которым необходимо внедрять СУБП, относятся [7]: эксплуатанты ВС, организации по техническому обслуживанию, эксплуатанты сертифицированных аэродромов [8], поставщики обслуживания воздушного движения, организации, ответственные за конструкцию типа или изготовление ВС, двигателей или воздушных винтов, учебные организации. Матрицы рисков для БП рекомендуется применять каждым из них [7].

Необходимо отметить, что матрица рисков не является сама по себе инструментом для оценки рисков, как полагают авторы [5]. Матрица рисков применяется для отображения (графического представления) рисков, для приоритизации рисков и для определения их приемлемости.

Логика применения матрицы рисков заключается в том, что результаты оценки рисков сопоставляются с критериями значимости для определения их приемлемости, и, как следствие, необходимости разработки и реализации мероприятий по их снижению. При этом оценка риска для БП может быть выполнена как экспертно, так и количественно. Пример сочетания байесовских сетей доверия при количественной оценке риска для БП и матрицы риска для определения его приемлемости показан в работе [1].

Согласно ГОСТ Р МЭК 31010-2021, построение матрицы должно обеспечивать приоритетность риска на основе степени, в которой риск приводит к последствиям за пределами установленных организацией пороговых значений. В работе [6] обсуждаются применяемые на практике подходы к определению TLS перечисленных ранее типов ПАУ.

Будем считать, что одним из способов, описанных в [6], для ПАУ установлен TLS. Задача заключается в том, чтобы, располагая значением TLS и отношением количества авиационных инцидентов (АИ) в деятельности ПАУ к количеству событий без последствий (Б/П), подлежащих внутреннему учёту, построить матрицу рисков для БП на основе данных о БП в соответствующем секторе гражданской авиации (ГА). Построенная матрица рисков должна быть применима для категоризации рисков для БП и принятия решений о приемлемости риска и необходимости разработки мероприятий по их минимизации.

Включение в процесс построения матриц рисков значений TLS и отношения АИ к Б/П позволяет учитывать размеры и объём эксплуатационной деятельности конкретного ПАУ.

Для конкретизации в статье в качестве ПАУ будет рассматриваться эксплуатант аэродрома.

### Исходные данные о безопасности полётов

Для того, чтобы формируемая матрица рисков для БП способствовала принятию решений на основе данных, она должна отражать существующие объективные статистические зависимости.

Для получения информации о подобных зависимостях в качестве источника данных о БП будем использовать базу данных Архива материалов расследований инцидентов и производственных происшествий (АМРИПП) Росавиации. В качестве данных о БП будем использовать результаты расследований авиационных происшествий (АП), серьёзных авиационных инцидентов (САИ) и АИ.

При сборе и обработке данных учитывались АП, САИ, АИ по следующим категориям авиационных событий: события, связанные с инфраструктурой аэродрома, несанкционированное занятие взлётно-посадочной полосы, столкновение ВС с препятствиями при рулении, наземное обслуживание ВС, столкновения ВС с птицами.

Распределение авиационных событий указанных категорий, связанных с деятельностью эксплуатантов аэродромов в отечественной ГА за период с 2017 по 2021 год, приведено в табл. 1.

**Таблица 1**

Распределение авиационных событий по классам

Авиационные события	Количество
АП с человеческими жертвами	0
АП без человеческих жертв	3
САИ	18
АИ	1097

Информация о количестве взлётно-посадочных операций (ВПО) за анализируемый период может быть получена из отчета [9]. Дополнительными исходными данными о БП, согласно постановке задачи, являются значение TLS и соотношения количества АИ в деятельности эксплуатанта аэродрома к количеству Б/П.

В качестве примера воспользуемся данными о БП одного из крупных российских эксплуатантов аэродромов:

- достигнутое значение показателя эффективности обеспечения БП (SPI) «количество АИ на 10000 ВПО» составляет 2;
- соотношение количества АИ, связанных с деятельностью эксплуатанта аэродрома, к количеству Б/П составляет 1 к 100.

### **Подход, основанный на данных**

В качестве осей матрицы рисков применяются шкалы тяжести последствий и вероятностей. Шкалы могут иметь различное количество точек (или диапазонов значений), наиболее распространены шкалы с тремя, четырьмя или пятью точками, шкалы могут быть качественными, полуколичественными или количественными.

Согласно ГОСТ Р МЭК 31010-2021, в том случае, если для определения точек шкал определены количественные описания, они должны быть согласованы с имеющимися данными. Для этого в работе для построения матрицы рисков для БП применяется рекомендуемый ИКАО подход к принятию решений на основе данных [7].

Матрица рисков формирует базу для определения как приемлемости риска для БП, так и уровня управления организацией ПАУ, на котором должно быть принято решение о его приемлемости и о необходимости разработки мероприятий по снижению риска. Дополнительно матрица может применяться для приоритизации выделяемых на снижение рисков ресурсов, а также для единообразия представления информации о выявленных факторах опасности (ФО).

Матрица рисков для БП обычно имеет от трёх до пяти столбцов и от трёх до пяти строк. Каждая ячейка представляет собой комбинацию (пересечение) уровней вероятности и тяжести последствий и показывает уровень риска для БП.

Различные матрицы риска просты в применении, однако они должны быть спроектированы должным образом, чтобы исключить возможность возникновения ложной иллюзии «гарантии БП» [8].

Анализ и обобщение рекомендаций по построению результативных матриц рисков [2, 8] позволяет сформулировать следующие требования к ним. Матрица рисков должна:

1. Соответствовать потребностям ПАУ (предмет, объём и сложность эксплуатационной деятельности).
  2. Быть интуитивно понятной и удобной для применения.
  3. Не предполагать знания сложных математических методов оценки рисков для БП.
  4. Обладать согласованной шкалой вероятности реализации ФО, соответствующей всем потенциальным последствиям.
  5. Обладать подробным описанием для каждого значения шкалы тяжести последствий.
  6. Иметь однозначно определённые приемлемые и неприемлемые уровни риска для БП.
- При разработке матрицы рисков для БП необходимо принять два ключевых решения:
1. Определить требуемое количество столбцов (уровней серьёзности) и строк (уровней вероятности).
  2. Определить критерии значимости и приемлемости риска.

Матрицу строят с тяжестью последствий по одной оси и вероятностью по другой в соответствии с определённым масштабом. Каждой ячейке может быть поставлена в соответствие категория значимости (или ранг приоритетности) риска [2]. Как правило, клетки закрашивают

в цвет, указывающий категорию значимости риска. Правила принятия решений (такие, как уровень руководителя ПАУ, принимающего решение о допустимости риска, или срочность реагирования) могут быть связаны с ячейками матрицы.

Таким образом, для того, чтобы построить матрицу рисков на первом этапе на основе исходных данных о БП, необходимо задать и масштабировать шкалы тяжести последствий и вероятностей. На последующем этапе необходимо определить категории значимости и приемлемости риска для БП.

### Шкала тяжести последствий

Шкала тяжести последствий может отражать положительные или отрицательные последствия. Шкала должна быть непосредственно связана с целями организации и простирается от максимально правдоподобного последствия до минимального исследуемого последствия [2].

В качестве уровней тяжести последствий в контексте обеспечения БП ПАУ могут быть использованы:

- классы авиационных событий [10];
- серьёзность особых ситуаций, возникающих в полёте [4];
- совокупность последствий, связанных с влиянием на эксплуатационную деятельность, людей, репутацию и финансовые потери [8];
- иные категории [5, 7].

На основе исходных данных о БП, применяемых в рамках настоящей работы, возможно использовать любой из перечисленных подходов. Авиационные события, входящие в массив исходных данных, изначально ранжированы по классам. Поэтому наименее трудозатратным будет применение в качестве уровней тяжести последствий классов авиационных событий. Полученные уровни тяжести необходимо расширить уровнем Б/П. В случае выбора в качестве уровней тяжести иных показателей (например, серьёзность особых ситуаций) для формирования шкалы вероятностей будет необходимо дополнительно обработать информацию обо всех событиях, количество которых приведено в табл. 1. Такая обработка будет заключаться в их переранжировании.

В рамках настоящей работы в качестве уровней тяжести последствий использованы категории авиационных событий, дополненные уровнем Б/П. Предлагаемая шкала тяжести последствий приведена в табл. 2.

Таблица 2

Шкала тяжести последствий

№	Уровень тяжести последствий	Класс авиационного события
1	A	АК
2	B	АП
3	C	САИ
4	D	АИ
5	E	Б/П

### Шкала вероятностей

Шкала вероятностей должна охватывать область, соответствующую данным для оценки рисков [2].

При наличии статистических данных о БП для выбранной шкалы тяжести последствий можно построить «пирамиду рисков» [10]. В основе метода заложен подход Генриха Г. У.

(Heinrich H.W.) к построению соотношения событий различной тяжести [10]. В рамках построения «пирамиды рисков» на основе количественных соотношений событий различной тяжести предлагается рассчитать вероятность наступления авиационной катастрофы (АК).

Количественные соотношения авиационных событий различной тяжести (АК, АП, САИ или АИ) интерпретируются как оценка условной вероятности наступления АК в случае наступления события  $i$ -го класса с меньшей тяжестью [10]. Значение вероятности наступления АК при этом определяется по формуле:

$$\hat{P}_{\text{АК}} = \frac{1}{N} \left( n_{\text{АК}} + \sum_{i=1}^3 n_i \hat{P}_{\text{АК}/i} \right),$$

здесь  $n_{\text{АК}}$  – количество АК, а  $n_i$  – количество авиационных событий  $i$ -го класса (АП, САИ и АИ).

На основе методики [10] выполнены обработка и анализ данных об авиационных событиях, связанных с деятельностью эксплуатантов аэродромов, произошедших в ГА России с 2017 по 2021 год, из базы данных АМРИПП. По результатам анализа данных получено соотношение и сформирована «пирамида рисков» для эксплуатантов аэродромов (рис. 1).

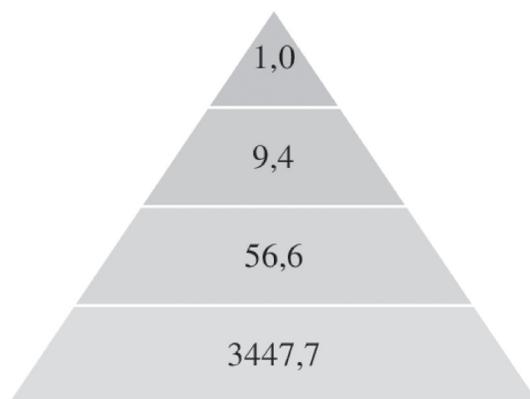


Рис. 1. «Пирамида рисков» эксплуатантов аэродромов

Ввиду отсутствия за период с 2017 по 2021 год АК, связанных с непосредственной деятельностью эксплуатантов аэродромов, для определения соотношения количества АК к количеству АП использованы данные о БП с самолётами отечественной ГА за анализируемый период.

В качестве SPI выберем «количество АИ на 10000 ВПО», а в качестве TLS – сниженное согласно логике, описанной в [6], значение показателя SPI одного из крупнейших российских эксплуатантов аэродрома (рис. 2).

Значение показателя SPI, меньшее или равное значению TLS, очевидно, является приемлемым для эксплуатанта аэродрома. Рассматриваемый показатель SPI соответствует в шкале тяжести последствий уровню D (класс событий – АИ, табл. 2). Подставим значение TLS в качестве верхней границы для диапазона вероятностей, соответствующего уровню тяжести D. Для уровней тяжести от А до С (см. табл. 2) значение верхней границы диапазона вероятностей пересчитывается на основании соотношений, отражённых на «пирамиде рисков» (рис. 1). Верхней границей диапазона вероятностей для уровня тяжести Е (класс событий – Б/П, табл. 2) является 1. В качестве нижней границы диапазона вероятностей для заданного уровня тяжести (например, А) является верхняя граница диапазона вероятностей для уровня меньшей тяжести (например, В). Нижней границей диапазона вероятностей для уровня тяжести А (класс событий – АК, табл. 2) является 0.

Получим соотношение, которое предлагается рассматривать в качестве «шкалы вероятностей» (табл. 3).

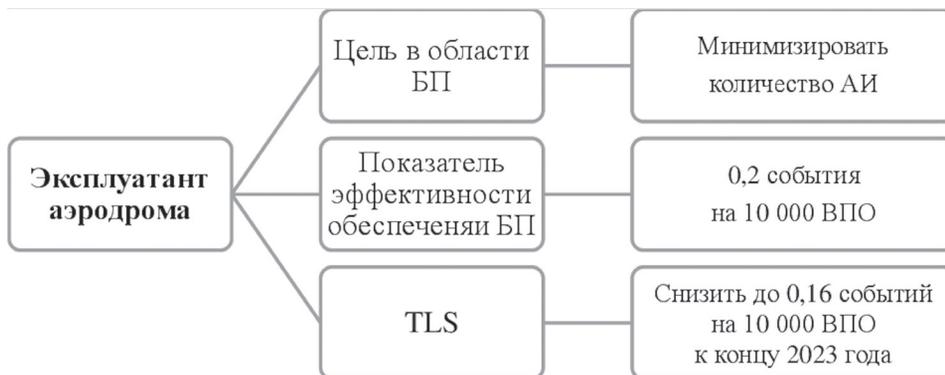


Рис. 2. Взаимосвязь цели в области БП, SPI и TLS эксплуатанта аэродрома

Таблица 3

Шкала вероятностей

Уровень	Диапазон реализации ФО при взлёте или на посадке
Часто – 5	от $1,60 \cdot 10^{-5}$ (включая) до 1 (включая)
Иногда – 4	от $2,63 \cdot 10^{-7}$ (включая) до $1,60 \cdot 10^{-5}$ (исключая)
Весьма редко – 3	от $4,38 \cdot 10^{-8}$ (включая) до $2,63 \cdot 10^{-7}$ (исключая)
Маловероятно – 2	от $4,64 \cdot 10^{-9}$ (включая) до $4,38 \cdot 10^{-8}$ (исключая)
Крайне маловероятно – 1	от 0 до $4,64 \cdot 10^{-9}$ (исключая)

Результаты, приведённые в табл. 3, позволяют определить TLS для классов событий АК, АП и САИ.

Полученная шкала вероятностей сопоставима со шкалой вероятностей для эксплуатантов аэродромов, приведённой в отчете [8] (рис. 3).

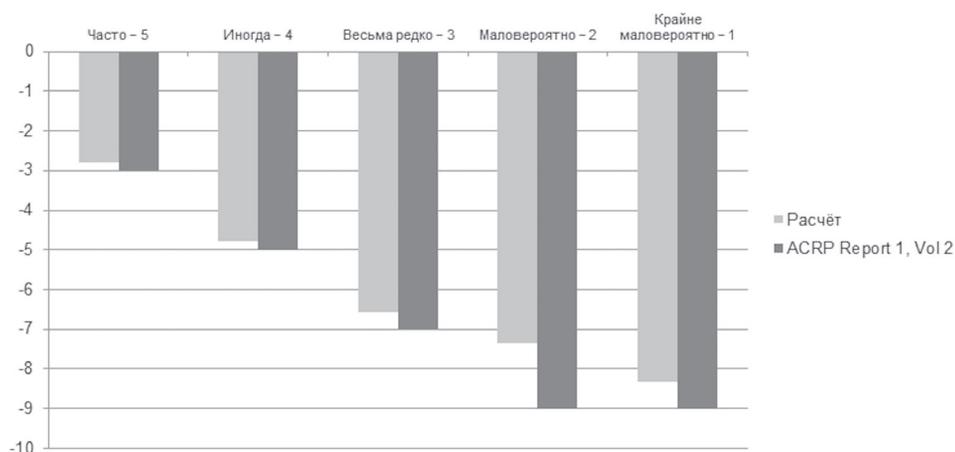


Рис. 3. Сопоставление предлагаемых уровней вероятности и уровней вероятности для эксплуатантов аэродромов [8] в логарифмическом масштабе

Категории значимости риска

Для того, чтобы задать матрицу рисков после определения шкал тяжести последствий и вероятностей, необходимо определить категории значимости и приемлемости риска. Определение категорий приемлемости риска основывается на принципе «разумной осуществимости»

«as low as reasonably practicable» (ALARP). Принцип ALARP предполагает обеспечение БП, делая риск для БП настолько низким, насколько это практически возможно [2].

В рамках реализации принципа ALARP будем рассматривать 4 категории значимости риска [2], адаптированные под контекст СУБП ПАУ:

1. «Недопустимый». В том случае, если ФО соответствует данная категория значимости, связанные с ней эксплуатационные процессы или операции необходимо приостановить до разработки и реализации коррекции и мероприятий по минимизации риска для БП.

2. «Неприемлемый». В том случае, если ФО соответствует данная категория значимости, необходимо разрабатывать мероприятия по минимизации риска для БП.

3. «Нежелательный». В том случае, если ФО соответствует данная категория значимости, необходимость разработки мероприятия по минимизации риска для БП определяется владельцем соответствующего эксплуатационного процесса ПАУ, исходя из принципа ALARP. Риск допустим в том случае, если его минимизация практически невозможна или затраты на реализацию мероприятий не пропорциональны достигаемому повышению уровня БП.

4. «Приемлемый». В том случае, если ФО соответствует данная категория значимости, разработка мероприятий по минимизации риска для БП не требуется.

Для реализации принципа ALARP для уровня тяжести последствий АИ будем считать «неприемлемым» риск, соответствующий уровню вероятности «часто» (значение больше TLS), а «нежелательным» – уровню вероятности «иногда» (значение меньше TLS). Результаты реализации данной логики для оставшихся уровней тяжести последствий (табл. 2) приведены на рис. 4.

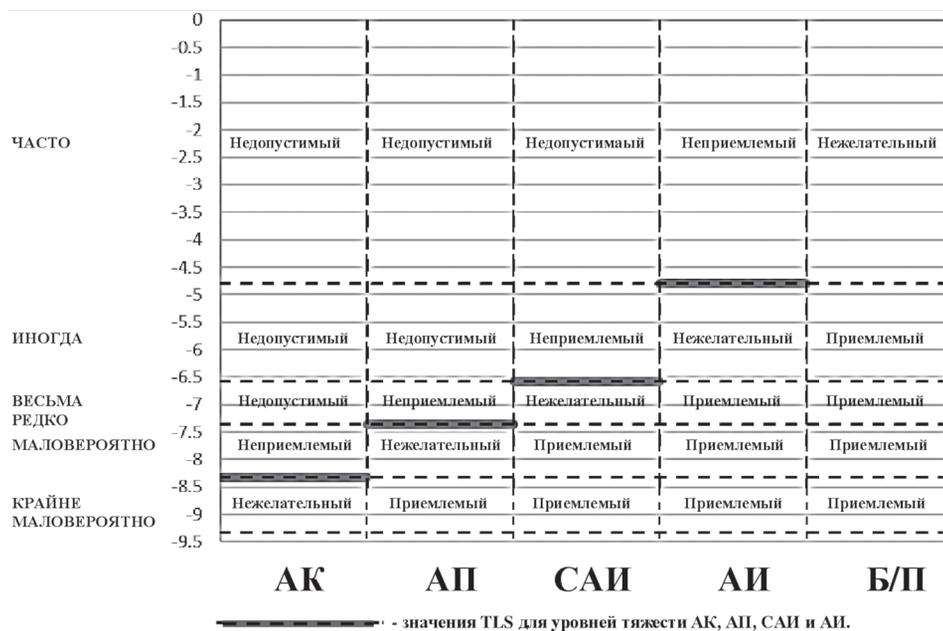


Рис. 4. Результаты сопоставления уровней тяжести, уровней вероятности и TLS

Соотношения шкал тяжести последствий и вероятностей, значений TLS и категорий значимости риска (рис. 4) можно интерпретировать в качестве матрицы рисков. Определены шкалы тяжести последствий и вероятностей, определены критерии значимости риска и их соотношения между собой. Следовательно, задана матрица рисков ПАУ (табл. 4).

Построенная матрица рисков для БП (табл. 4) основывается как на данных из базы данных АМРИПП и [9], содержащих существующие закономерности в отечественной ГА у ПАУ выбранного типа, так и на данных конкретного ПАУ, отражая его организационную специфику и контекст.

Таблица 4

Матрица рисков ПАУ

Матрица рисков		АК	АП	СИ	И	Б/П
		А	В	С	Д	Е
Часто – 5	1					
	$1,60 \cdot 10^{-5}$					
Иногда – 4	$1,60 \cdot 10^{-5}$					
	$2,63 \cdot 10^{-7}$					
Весьма редко – 3	$2,63 \cdot 10^{-7}$					
	$4,38 \cdot 10^{-8}$					
Маловероятно – 2	$4,38 \cdot 10^{-8}$					
	$4,64 \cdot 10^{-9}$					
Крайне маловероятно – 1	$4,64 \cdot 10^{-9}$					
	0					

### Заключение

Авторами предложен поэтапный подход к решению задачи построения матрицы для БП на основе данных Росавиации и конкретного ПАУ. Применимость и работоспособность предлагаемого подхода для транспортных систем страны показаны на примере эксплуатанта аэродрома. Представлены подходы к выбору шкал тяжести последствий и вероятностей, заданию категорий значимости и приемлемости риска. В результате построена матрица рисков для БП. Шкала вероятностей построенной матрицы рисков соотносится со шкалой вероятности для эксплуатантов аэродромов, приведённой в отчёте [8].

Исходя из базовых теоретических положений [10], в работе предложена пирамида Генриха («пирамида рисков») для эксплуатантов аэродромов.

Впервые предложен алгоритм формирования матрицы рисков для БП ПАУ на основе TLS, что обеспечивает соответствие потребностям конкретной организации. Предлагаемый подход применим в рамках СУБП любого из перечисленных ранее ПАУ (при этом формировать «пирамиду рисков» следует для соответствующего сектора отечественной ГА, а также для государства в рамках государственной программы БП).

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

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

### Список источников

1. Рухлинский В. М., Хаустов А. А., Вдовенко Р. А., Диогенов С. В. О моделировании процессов поставщика авиационных услуг для оценки рисков в области безопасности полётов // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2021. № 36. С. 97–109.

2. ГОСТ Р МЭК 31010-2021. Надёжность в технике. Методы оценки риска. Москва: ФГБУ «РСТ», 2021. 94 с.
3. Safety Management Implementation Website. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.unitingaviation.com/publications/safetymanagementimplementation/content/> (дата обращения: 10.05.2023).
4. Матвеев Г. Н. Формирование информационных баз данных для оценки рисков возникновения авиапроисшествий в авиакомпаниях // Научный вестник МГТУ ГА. 2010. № 154. С. 129–135.
5. Шаров В. Д., Воробьёв В. В. Ограничения по использованию матрицы ИКАО при оценке рисков для безопасности полётов // Научный вестник МГТУ ГА. 2016. № 225. С. 179–187.
6. Рухлинский В. М., Хаустов А. А. Определение приемлемого уровня безопасности полётов поставщика авиационных услуг // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 39. С. 101–112.
7. ИКАО Doc 9859. Руководство по управлению безопасностью полётов. Четвертое издание. Монреаль, Канада: ИКАО, 2018. 218 с.
8. ACRP Report 1. Safety Management Systems for Airports, vol. 2: Guidebook. ACRP, 2009, 176 p.
9. Анализ состояния безопасности полётов в гражданской авиации Российской Федерации в 2021 году. М.: Росавиация, 2022. 111 с.
10. Гузий А. Г., Лушкин А. М., Хаустов А. А., Чуйко Т. А. Вероятностный подход к совокупному количественному оцениванию уровня безопасности полётов по «пирамиде рисков» гражданской авиации России // Проблемы безопасности полётов. 2010. № 1. С. 12–20.

## References

1. Rukhlinskiy V. M., Khaustov A. A., Vdovenko R. A., Diogenov S. V. About aviation service provider process modeling for safety risk assessment, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2021, no. 36, pp. 97–109. (In Russ.)
2. IEC 31010:2019. Risk management – Risk assessment techniques, IEC, 2019, 268 p.
3. Safety Management Implementation Website. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.unitingaviation.com/publications/safetymanagementimplementation/content/> (дата обращения: 10.05.2023).
4. Matveev G. N. Creating the data base of airlines for high safety level providing based on risk measuring level of any hazards. *Scientific Bulletin of the MSTU CA*, 2010, no. 154, pp. 129–135. (In Russ.)
5. Sharov V. D., Vorobyov V. V. Limitations of ICAO risk matrix application in safety risk assessment, *Civil Aviation High Technologies*, 2016, no. 225, pp. 179–187. (In Russ.)
6. Rukhlinskiy V. M., Khaustov A. A. Establishing a target level of safety for an aviation service provider, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2022, no. 39, pp. 101–112. (In Russ.)
7. ICAO Doc 9859. Safety Management Manual, 4th Edition, ICAO, Montreal, 2018, 182 p.
8. ACRP Report 1. Safety Management Systems for Airports, vol. 2: Guidebook. ACRP, 2009, 176 p.
9. Analiz sostoyaniya bezopasnosti poletov v grazhdanskoj aviatsii Rossijskoj Federatsii v 2021 godu [Analysis of the state of flight safety in civil aviation of the Russian Federation in 2021]. Moscow, Rosaviatsiya Publ., 2022, 111 p. (In Russ.)
10. Guzij A. G., Lushkin A. M., Khaustov A. A., Chujko T. A. Probabilistic approach to the cumulative quantitative assessment of the level of flight safety according to the “risk pyramid” of Russian civil aviation. *Flight Safety Problems*, 2010, no. 1, pp. 12–20. (In Russ.)

## Информация об авторах

**Рухлинский Виктор Михайлович**, доктор технических наук, Первый заместитель Председателя, Межгосударственный авиационный комитет, Москва, Россия, [icaomak@mak.ru](mailto:icaomak@mak.ru)

**Хаустов Александр Александрович**, начальник отдела, авиакомпания «Россия», Санкт-Петербург, Россия, [a.khaustov@rossiya-airlines.com](mailto:a.khaustov@rossiya-airlines.com)

**Терёхина Екатерина Евгеньевна**, научный сотрудник, Центр специальных транспортных средств Научно-производственного объединения «Специальная техника и связь» Министерства внутренних дел РФ, Москва, Россия.

### **Authors information**

**Rukhlinskiy Victor M.**, Doctor of Sciences (Engineering), First Deputy of the Chairperson Interstate Aviation Committee, Moscow, Russia, icaomak@mak.ru

**Khaustov Aleksandr A.**, Head of Department, Rossiya Airlines, Saint-Petersburg, Russia, a.khaustov@rossiya-airlines.com

**Teryokhina Ekaterina E.**, Research Fellow, Center for Special Vehicles of the Scientific and Production Association “Special Equipment and Communications” of the Ministry of The Interior of the Russian Federation, Moscow, Russia.

*Статья поступила в редакцию 07.11.2022; одобрена после рецензирования 25.04.2023; принята к публикации 10.05.2023.*

*The article was submitted 07.11.2022; approved after reviewing 25.04.2023; accepted for publication 10.05.2023.*

Научная статья  
УДК 351.814.2:662.75

## НЕКОТОРЫЕ АСПЕКТЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЁТОВ ПРИ ПОДГОТОВКЕ, ЗАПРАВКЕ И ПРИМЕНЕНИИ АВИАЦИОННОГО ТОПЛИВА

Л. В. КОВБА, Н. В. МОРОЗОВА, О. Б. АЗЖЕУРОВА, Н. В. ГОРСКАЯ

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

**Аннотация.** В статье рассмотрены проблемы, связанные с обводнённостью топлива. Особое внимание уделено проблеме образования кристаллов льда в авиационном топливе, а также сложностям, связанным с их удалением. Рассмотрены методы контроля качества содержания воды в системе наземного топливообеспечения предприятий гражданской авиации (ГА). Проведён анализ статистических данных по содержанию растворённой воды в топливе, выдаваемом на заправку в воздушное судно в реальных условиях эксплуатации. Дана оценка эффективности работы наземной системы топливообеспечения по очистке топлива от воды. Особое внимание уделено выявленным недоработкам в части отстаивания топлива. Сделаны выводы о необходимости выполнения в полном объёме комплекса операций, действующих в практике ГА по подготовке авиационного топлива к выдаче на заправку. Проанализированы возможные причины, приводящие к снижению эффективности по очистке топлива от воды и кристаллов льда в реальных условиях эксплуатации. В частности, показано, что изменение состава топлива и наличие гетероорганических соединений способны оказывать влияние на растворимость воды, характер её поведения и поведение образующихся кристаллов льда. Экспериментально подтверждено, что наличие в топливе гетероорганических соединений типа азотсодержащих соединений способно влиять на характер фазовых переходов воды. Выявлена потребность в проведении научных работ для определения допустимых значений содержания азотсодержащих соединений в авиационном топливе и предельной температуры начала перегонки при определении фракционного состава.

**Ключевые слова:** гражданская авиация, транспортные системы страны, топливо для реактивных двигателей, авиатопливообеспечение, кристаллы льда, гигроскопичность топлива, фазовые переходы воды, фракционный состав, азотсодержащие соединения

**Для цитирования:** Ковба Л. В., Морозова Н. В., Азжеурова О. Б., Горская Н. В. Некоторые аспекты обеспечения безопасности полётов при подготовке, заправке и применении авиационного топлива // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 42. С. 87–96.

## SOME ASPECTS OF AVIATION SAFETY IN THE PREPARATION, FUELING AND USE OF AVIATION FUEL

L. V. KOVBA, N. V. MOROZOVA, O. B. AZZHEUROVA, N. V. GORSKAYA

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

**Abstract.** The paper considers the problems associated with water content and formation of ice crystals in aviation fuels, as well as challenges related to their removal. Methods of water content quality control in the ground fuel supply systems of civil aviation enterprises are considered. Statistical data on the content of dissolved

water in the fuel used for refueling into the aircraft under actual operating conditions are analyzed. The efficiency of the ground fuel supply system for fuel dewatering was assessed. Particular attention is paid to the identified shortcomings in terms of fuel settling. Conclusions were drawn about the necessity of strict implementation of a set of operations established for the pre-treatment of aviation fuel to be used for refueling according to civil aviation practices. Possible reasons were analyzed that could lead to a decrease in the efficiency of activities to ensure fuel dewatering and removal of ice crystals in actual operating conditions. In particular, it is shown that changes in the fuel composition and the presence of hetero-organic compounds can affect the solubility of water, its behavioral performance and the behavior of the resulting ice crystals. It was experimentally confirmed that the presence of hetero-organic compounds such as nitrogen-containing compounds in fuel can affect the nature of water phase transitions. This work revealed a pressing need to undertake further studies to determine the admissible values of nitrogen-containing compounds in aviation fuels and the limit temperature of the initial boiling point when determining the fractional composition.

**Keywords:** civil aviation, jet fuel, aviation fuel supply, ice crystals, fuel hygroscopicity, water phase transitions, fractional composition, nitrogen-containing compounds, fuel filtration and settling, actual operating conditions

**For citation:** Kovba L. V., Morozova N. V., Azzheurova O. B., Gorskaya N. V. Some aspects of aviation safety in the preparation, fueling and use of aviation fuel, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 42, pp. 87–96. (In Russ.)

## Введение

Проблема наличия воды во всех агрегатных состояниях в авиационном топливе была и остаётся одной из острейших проблем при подготовке топлива к заправке воздушных судов (ВС). В зависимости от влажности и температуры окружающей среды, а также от температуры самого топлива, вода в топливе может находиться в разных состояниях: растворённом, эмульсионном, в виде конденсата, отстойной воды, кристаллов льда, льда и инея. Кристаллы льда образуются из воды, находящейся в топливе в эмульсионном и растворённом состоянии, или конденсирующейся из воздуха на поверхности топлива, при резких перепадах температуры и влажности. Кроме того, кристаллы льда могут попадать в топливо в виде инея, осыпающего с внутренних поверхностей резервуаров, топливозаправщиков и баков ВС [1].

Попадание в баки самолёта обводнённого или загрязнённого топлива, в том числе с кристаллами льда, представляет собой большую опасность. Поэтому система наземного топливообеспечения по всей цепочке от приёма топлива до заправки ВС направлена на обеспечение удаления из топлива воды и механических примесей путём фильтрации, отстаивания и слива накопившегося отстоя с проверкой уровня чистоты на каждом из этапов. Несмотря на это, в последнее время в осенне-зимний период возникают проблемы, связанные с появлением и удалением из топлива воды в виде кристаллов льда.

Так в декабре 2021 года в одном из московских аэропортов при контроле топлива из нескольких топливозаправщиков были обнаружены кристаллы льда, в результате чего они были отстранены от заправки ВС, что квалифицировано как авиационное событие.

В декабре 2022 года появление кристаллов льда в топливе по всей цепочке наземной системы топливообеспечения полностью парализовало работу в одном из сибирских аэропортов.

## Цель исследования

С целью выявления причин участвовавших случаев появления в топливе кристаллов льда и обострившихся проблем по их удалению были проанализированы возможные причины, приведшие к снижению эффективности действующих технологий в части очистки топлива от воды в реальных условиях эксплуатации.

## Гигроскопичность топлива и способы определения содержания воды в топливе

Наличие в топливе воды обусловлено физическими процессами и связано со способностью топлива поглощать и растворять воду. Количество воды, которое способно поглотить топливо, зависит от его химического состава и температуры.

При повышении температуры растворимость воды в топливе увеличивается, и влага из надтопливного пространства переходит в топливо, растворяясь в нём. При охлаждении будет проходить обратный процесс выделения избыточно растворённой воды в виде мельчайших капель, образующих эмульсию и затем конденсирующихся в виде отдельного слоя [2]. Вследствие высокой плотности топлива вода может достаточно продолжительное время находиться во взвешенном состоянии в виде эмульсии, что визуально наблюдается как помутнение.

При отрицательных температурах мелкие капли замерзают, образуя кристаллы льда. Данный процесс происходит не сразу после понижения температуры ниже  $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ , эмульсионные водные капли могут находиться в топливе в переохлаждённом состоянии. При этом лишь при соприкосновении с холодной поверхностью они мгновенно превращаются в кристаллы льда, покрывая ими поверхности фильтров, насосов и топливных баков ВС [3].

В предприятиях авиатопливообеспечения определение наличия в топливе воды проводят визуально, с помощью водочувствительной пасты и с помощью приспособления для определения загрязнённости авиационного топлива (ПОЗ-Т) с индикатором качества топлива (ИКТ). Согласно нормативным документам, содержание эмульсионной воды в заправляемом топливе не должно превышать  $0,003\%$  (масс.) [4]. Данные методы не позволяют установить наличие в топливе растворённой воды.

Следует отметить, что при резких перепадах температур и высокой влажности образование кристаллов льда при похолодании происходит в первую очередь за счет растворённой в топливе воды [5].

Согласно справочным данным, для прямогонного топлива марки ТС-1 максимальная растворимость воды при  $20\text{ }^{\circ}\text{C}$  составляет  $0,00865\%$ , при  $0\text{ }^{\circ}\text{C}$  – снижается до  $0,003840\%$  и при минус  $10\text{ }^{\circ}\text{C}$  – до  $0,002500\%$  [6].

Для количественной оценки содержания растворённой в топливе воды в реальных условиях эксплуатации был проведён статистический анализ результатов испытаний топлива, отобранного из наконечника нижней заправки топливозаправщика (ННЗ ТЗ). Испытания проводились кулонометрическим методом определения воды с помощью реактива Фишера [7]. Объём выборки составил 141 пробу, из которых 108 были отобраны в 48 топливо-заправочных комплексах (ТЗК) 37 аэропортов России и 33 пробы – в 32 зарубежных ТЗК (25 аэропортов Европы, 5 – Азии и 2 – Северной Америки).

Графическое представление выборки по содержанию растворённой в топливе воды в зарубежных ТЗК представлено на рис. 1.

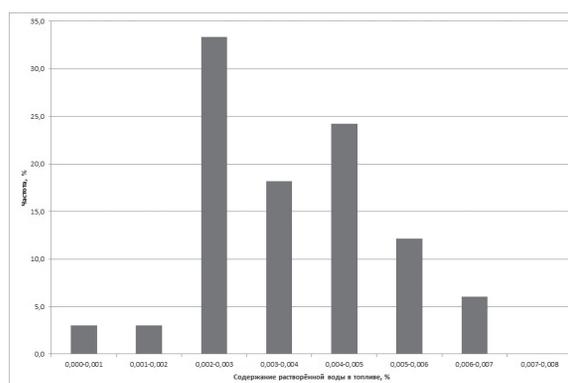


Рис. 1. Графическое представление выборки (зарубежные ТЗК).

При обработке массива данных установлено, что среднее значение содержания растворённой воды в топливе, выдаваемом на заправку в зарубежных ТЗК, составляет 0,0037 %. В 87,1 % содержание растворённой воды в топливе, выдаваемом на заправку, варьируется в количестве (0,002–0,005) %. При этом содержание растворённой воды выше 0,006 %, то есть близко к пределу насыщения, зафиксировано в 2 пробах из 33, что составляет 6,1 % случаев.

Графическое представление выборки в российских ТЗК представлено на рис. 2.

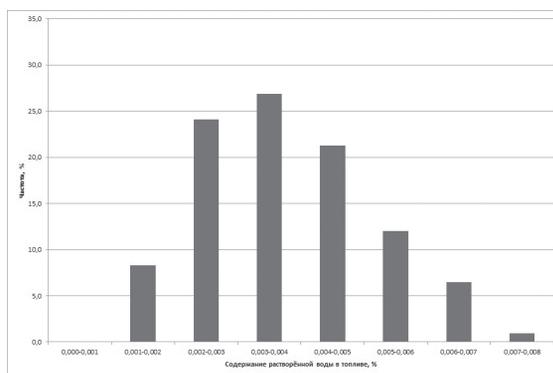


Рис. 1. Графическое представление выборки (российские ТЗК)

Среднее значение содержания растворённой воды в топливе, выдаваемом на заправку в российских ТЗК, составляет 0,0038 %, то есть находится на одном уровне с топливом, выдаваемом за рубежом. В 80,6 % содержание растворённой воды в топливе, выдаваемом на заправку, варьируется в количестве (0,002–0,005) %, при этом содержание растворённой воды выше 0,006 %, зафиксировано в 8 пробах из 108, что составляет 7,4 % случаев.

Полученные данные по содержанию растворённой воды в топливе, выдаваемом на заправку российскими ТЗК, свидетельствуют об эффективности созданной в России системы наземного авиатопливообеспечения в части очистки топлива от воды. Используемые методы очистки топлива: отстой топлива в резервуарах и ёмкостях, последовательная фильтрация, в том числе с применением фильтров-коагуляторов и фильтров-сепараторов, слив отстоя из каждой ёмкости авиатопливообеспечения с установленной периодичностью, позволяют заправлять в ВС топливо с содержанием растворённой воды на удовлетворительном уровне.

При анализе географии точек отбора как в российских, так и в зарубежных ТЗК было отмечено, что количественное содержание растворённой в топливе воды 0,006 % и выше наблюдалось в 10 случаях, из которых 6 приходилось на аэропорты московского авиационного узла (МАУ): один случай – в 2022, два – в 2021 и три – в 2020 году. Остальные 4 случая приходились на аэропорты городов Майами (США), Ханой (Вьетнам), Симферополь и Мурманск, которые расположены близко к морским акваториям.

Как показала практика, одной из наиболее вероятных причин более высокого содержания растворённой воды в отдельных московских ТЗК является пренебрежение временем отстаивания при приёме топлива в связи с интенсивностью полётов. ТЗК с меньшей интенсивностью топливооборота имеют возможность выдерживать операцию отстаивания как загрязнённого, так и визуально чистого топлива, что подтверждается полученными результатами.

Недоработки в части отстаивания топлива в резервуарах, особенно в период резких перепадов температур окружающего воздуха, способствуют образованию в топливе кристаллов льда, что и привело к авиационному событию в одном из московских аэропортов в декабре 2021 года: появлению кристаллов льда в топливе из топливозаправщика при подготовке к выполнению рейса.

Дополнительным фактором риска, связанным с появлением в топливе кристаллов льда, является частичное заполнение топливом средств технологического оборудования (резервуаров,

топливозаправщиков и других ёмкостей), что способствует образованию конденсата и инея на стенках их надтопливного пространства.

По определению кристаллы льда представляют собой твёрдое агрегатное состояние воды и таким образом являются механическими примесями. Согласно требованиям эксплуатационной документации ВС, топливо, содержащее видимые загрязнения, в том числе кристаллы льда, не может быть рекомендовано к заправке.

### Факторы, влияющие на гигроскопичность топлива

На гигроскопичность топлива существенное влияние оказывает его химический состав [6]. Если раньше эксплуатация в ГА осуществлялась в основном на прямогонном топливе, то сегодня широко применяется гидроочищенное и смесевое топливо, полученное с использованием процессов гидроочистки и гидрокрекинга и содержащее в своем составе противозносные и антиокислительные присадки.

Таблица 1

Состав топлива

Тип группы	Прямогонное топливо, %*	Гидрокрекинговое топливо, %*	Гидроочищенное топливо, %*
Нафтены	31,29	72,69	34,13
Моноароматические углеводороды	25,86	7,18	22,45
Диароматические углеводороды	1,40	0,0001	0,00
Всего изо-парафины	20,68	16,02	20,25
Всего парафины	16,04	3,67	18,14
Всего ароматические углеводороды	27,26	7,19	22,45

\* % рассчитан по площади пика относительно содержания всех групп

В табл. 1 приведены составы топлива прямой перегонки, гидрокрекингового и гидроочищенного [8]. Ожидаемо, что с изменением состава топлива гигроскопичность топлива может также измениться.

Как видно из табл. 1, между тремя типами топлив наблюдаются существенные различия группового углеводородного состава. Прямогонный образец имеет максимальное содержание ароматических углеводородов, имея также в составе существенное количество диароматических углеводородов и значительное количество парафинов. Гидрокрекинговый образец топлива показал максимальную концентрацию нафтеновых углеводородов среди остальных, которая составила почти 73 % всего образца.

В ряду парафиновые → нафтеновые → ароматические углеводороды растворимость воды увеличивается [9].

Состав топлива влияет на его физико-химические показатели, в том числе такие, как плотность, вязкость, фракционный состав, температура вспышки. Согласно данным [5] при равном содержании ароматических углеводородов растворимость воды уменьшается с утяжелением фракционного состава. С уменьшением молекулярного веса углеводородов растворимость воды в топливе увеличивается [2].

При анализе состава авиационного топлива, используемого в транспортных системах страны применительно для ГА, были выявлены случаи поступления относительно «лёгкого» топлива, что соответственно должно увеличить и его гигроскопичность. Следует отметить, что

температура начала перегонки фракционного состава для топлив марки ТС-1 не регламентируется [10]. Применение подобного более «лёгкого» топлива, способного при одинаковых условиях поглотить большее количество воды, увеличивает риски нарушения бесперебойной работы агрегатов топливной системы ВС [11].

В 2022 году по результатам исследования топлива, поступившего в связи с обнаружением в нём кристаллов льда, было установлено, что топливо имело относительно низкую температуру начала перегонки, низкую температуру вспышки и содержало примеси азотсодержащих соединений.

Выявление подобных случаев показывает потребность установления предельной температуры начала перегонки фракционного состава.

На способность топлива к водоотделению и, следовательно, на стабильность водно-топливных эмульсий также оказывает влияние наличие смолистых соединений, нафтеновых кислот, мыл нафтеновых кислот и поверхностно-активных веществ (ПАВ) [6]. Данные вещества способны адсорбироваться на поверхности водных капель, препятствуя их слиянию и тем самым разрушению эмульсий [12].

Согласно представлениям классической химии молекула воды имеет малый молекулярный объём, большой дипольный момент и обладает способностью ассоциироваться за счёт водородных связей. Молекулы углеводов имеют значительно больший объём, они не полярны, обладают небольшим дипольным моментом и не склонны к образованию водородных связей [5]. Но практически, в авиационном топливе есть соединения, с которыми вода может взаимодействовать, и чем их больше, тем больше воды удерживается в топливе. К таким соединениям в первую очередь следует отнести ароматические и гетероорганические соединения, содержащие полярные группы  $-OH$ ,  $-NO_2$ ,  $-COOH$ ,  $-CN$ ,  $-CNS$ ,  $-CHO$ ,  $-SO_3H$ ,  $-SH$  и др. В присутствии гетероорганических соединений растворимость воды возрастает [9].

Особое внимание при рассмотрении данного вопроса следует уделить азотсодержащим соединениям, так как было выявлено, что топливо, поступившее на исследование в связи с обнаружением в нём кристаллов льда, содержало в своём составе примеси азотсодержащих соединений. Примеси подобного характера входят в состав ингибиторов и нейтрализаторов коррозии, которые могут попасть в следовых количествах в авиатопливо, в том числе во время производства на нефтеперерабатывающих заводах (НПЗ) [13].

Как было указано выше, полярные группы, входящие в азотсодержащие соединения, являются более реакционноспособными соединениями, чем углеводородные цепочки, что может инициировать их вступление в ассоциативные связи, и, таким образом, противостоять процессам водоотделения, отстаивания и дельнейшего слива отстоя топлива.

Для оценки влияния азотсодержащих соединений на фазовые переходы воды авторами был проведён следующий эксперимент. В лабораторных условиях авиационное топливо, не содержащее присадок и посторонних примесей, насыщалось водой. Далее топливо разделялось на 4 части с формированием следующих модельных систем:

- 1 – насыщенное водой топливо;
- 2 – насыщенное водой топливо с добавлением противоводокристаллизационной жидкости (ПВК Ж);
- 3 – насыщенное водой топливо с добавлением азотсодержащих соединений;
- 4 – насыщенное водой топливо с добавлением азотсодержащих соединений и ПВК Ж.

В качестве добавки азотсодержащих соединений использовался нейтрализатор IFO 3-метоксипропиламин, содержащий группы  $-NH_2$  и  $-O-$  и используемый в процессе производства авиационного топлива как ингибитор коррозии. В качестве добавки ПВК Ж использовалась жидкость «И-М» в количестве 0,13 %. ПВК Ж обладает свойством растворяться как в топливе, так и в воде, и при этом значительно снижает температуру, при которой образуются кристаллы льда [14].

Все четыре системы в течение суток выдерживались при температуре минус 20 °С в одинаковых условиях. Далее топливо было извлечено из холодильной камеры и проведена его визуальная оценка. Результаты исследования представлены в табл. 2.

Таблица 2

Визуальная оценка топлива после выдержки топлива при минус 20 °С

Номер системы	Внешний вид топлива
1	Прозрачное. Наличие мелких кристаллов льда на дне тары ( <i>кристаллы льда образовались во всем объёме топлива и осели на дно тары</i> )
2	Слабая опалесценция. Наличие капель свободной воды, выпавших на дно тары ( <i>капли воды коагулировали и осели на дно до образования льда</i> )
3	Мутное за счёт эмульсионной воды. Наличие капель свободной воды и кристаллов льда не наблюдалось ( <i>в эмульсии капли воды не коагулировали и не осели на дно тары</i> )
4	Сильная мутность за счёт эмульсионной воды. Наличие капель свободной воды и кристаллов льда не наблюдалось ( <i>в эмульсии капли воды не коагулировали и не осели на дно тары</i> )

Как следует из данных табл. 2, после охлаждения в топливе без добавления азотсодержащих соединений избыточно растворённая вода выделилась из топлива. В топливе без ПВК Ж образовались кристаллы льда. Добавление ПВК Ж понизило температуру кристаллообразования, и в топливе наблюдались капли воды.

Топливо с добавлением азотсодержащих соединений стало мутным, что свидетельствует о том, что избыточно растворённая в топливе вода перешла в эмульсионное состояние, при этом выпадения капель «свободной» воды или кристаллов льда не наблюдалось.

Полученные экспериментальные данные подтверждают, что наличие в топливе азотсодержащих соединений влияет на процесс фазовых переходов воды и препятствует выпадению «свободной» воды в виде отстоя, тем самым понижая эффективность удаления воды при его сливе.

Следует отметить, что примеси подобного характера, как правило, содержатся в топливе в небольших количествах, и обнаружить их присутствие методами ГОСТ 10227-86 не представляется возможным. Предельно допустимые концентрации данных веществ в топливе нормативными документами не регламентированы [10].

Учитывая выявленные риски, связанные с растворимостью и изменением характера фазовых переходов воды, имеется необходимость в проведении исследований для определения допускаемых значений содержания азотсодержащих соединений в авиационном топливе и разработке методов их контроля.

## Заключение

Подтверждено, что в реальных условиях эксплуатации созданная система наземного авиатопливообеспечения в части очистки топлива от воды и кристаллов льда эффективно работает только при условии выполнения в полном объёме последовательности работ: отстой топлива в резервуарах и ёмкостях в течение установленного времени, последовательная фильтрация в том числе с применением фильтров-коагуляторов и фильтров-сепараторов, слив отстоя из каждой ёмкости топливообеспечения с установленной периодичностью и проверка уровня чистоты на каждом из этапов. В зимнее время дополнительными факторами риска, связанными с появлением в топливе кристаллов льда, является частичное заполнение топливом технологического оборудования.

Установлено, что изменение состава топлива и наличие гетероорганических соединений типа азотсодержащих соединений способно оказывать влияние на растворимость воды, характер её поведения и поведение образующихся кристаллов льда. Впервые экспериментально подтверждено, что наличие в топливе азотсодержащих соединений, применяемых в процессе производства авиационного топлива, препятствует выпадению «свободной» воды в виде отстоя, понижая эффективность удаления воды при его сливе.

Учитывая выявленные риски, связанные с гигроскопичностью топлива и изменением характера фазовых переходов воды, выявлена потребность в проведении исследований для установления допускаемых значений содержания азотсодержащих соединений в авиационном топливе и предельной температуры начала перегонки фракционного состава.

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

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

### Список источников

1. Рекомендации лётному и инженерно-техническому составу служб АТБ и ГСМ при использовании топлив в условиях повышенной влажности и резких перепадов температур, утверждённые указанием МГА от 29.01.87 № 40/у. URL: <https://law.rufox.ru/print/19/93008558.htm> (дата обращения: 29.04.2023).
2. Рагозин Н. А. Топлива для воздушно-реактивных двигателей. Москва: Государственное научно-техническое издательство нефтяной и горно-топливной литературы, 1956. 39 с.
3. Хафизов А. Р., Сайфуллин Н. Р., Ишмаков Р. М., Абызгильдин А. Ю. Утилизация отработанных масел. Уфа: Реактив, 1996. 260 с.
4. Руководство по приёму, хранению, подготовке к выдаче на заправку и контролю качества авиационных горюче-смазочных материалов и специальных жидкостей в предприятиях воздушного транспорта Российской Федерации. 1993. Москва: Министерство транспорта Российской Федерации. 114 с. URL: <https://meganorm.ru/Data2/1/4293826/4293826369.pdf> (дата обращения: 29.04.2023).
5. Энглин Б. А. Применение жидких топлив при низких температурах. Издание 3. Москва: Химия, 1980. 164 с.
6. Дубовкин Н. Ф., Маланичева В. Г., Массур Ю. П., Федоров Е. П. Справочник. Физико-химические и эксплуатационные свойства реактивных топлив. Москва: Химия, 1985. 239 с.
7. ГОСТ 24614-81. Жидкости и газы, не взаимодействующие с реактивом Фишера. Кулонометрический метод определения воды. Москва: ИПК Издательство стандартов, 2004. 10 с.
8. Бучанан А. Групповой анализ образцов реактивного топлива с применением технологии ГХ/ГХ-ПВД/ВПМС. IX международная конференция «Авиатопливо – 2020», Москва, 27–28 января 2020.
9. Литвинов А. А. Основы применения реактивных топлив в гражданской авиации. Москва: Транспорт, 1983. 92 с.
10. ГОСТ 10227-86. Топлива для реактивных двигателей. Технические условия. Москва: Стандартинформ, 2005. 7 с.
11. Василенко В. Т., Сахно Г. И. Обоснование безопасного уровня влагосодержания топлива в полете // Вопросы авиационной химмотологии: Сборник научных трудов. Киев, 1983. С. 17–24.
12. Рагозин Н. А. Причины обмерзания и закупорки отложениями фильтров реактивных самолётов ГВФ // Научная информация. Гос. науч.-исслед. ин-т гражд. воздуш. флота, 1963. № 4. 32 с.
13. Моисеева Л. С., Тур Ю. Ю., Рашевская Н. С. Защита оборудования химических и нефтехимических предприятий от кислотной коррозии // Практика противокоррозионной защиты. 2002. № 1(23). С. 30–41.
14. Орешенков А. В., Гришин Н. Н. Оценка эффективности действия противоводокристаллизационных жидкостей для реактивных топлив // Научный вестник МГТУ ГА. 2015. № 217(7). С. 69–74.

## References

1. Rekomendatsii letnomu i inzhenerno-tehnicheskomu sostavu sluzhby ATB i GSM pri ispol'zovanii topliv v usloviyakh povyshennoj vlazhnosti i rezkikh perepadov temperatur, utverzhdennye ukazaniem MGA ot 29.01.87 no. 40/y, available at: <https://law.rufox.ru/print/19/93008558.htm> (accessed: 29.04.2023). (In Russ.)
2. Ragozin N. A. *Topliva dlya vozdushno-reaktivnykh dvigatelej [Fuels for air-jet engines]*, Moscow, Gosudarstvennoe nauchno-tehnicheskoe izdatel'stvo neftyanoy i gorno-toplivnoy literatury publ., 1956, 39 p. (In Russ.)
3. Khafizov A. R., Sajfullin N. R., Ishmakov R. M., Abyzgildin A. Yu. *Utilizatsiya otrabotannykh masel [Utilization of used oils]*, Ufa, Reaktiv publ., 1996, 260 p. (In Russ.)
4. *Rukovodstvo po priemu, khraneniyu, podgotovke k vydache na zapravku i kontrolyu kachestva aviatsionnykh goryuche-smazochnykh materialov i spetsial'nykh zhidkostej v predpriyatiyakh grazhdanskoj aviatsii Rossijskoj Federatsii*. 1993, Moscow, Ministerstvo transporta Rossiyskoj Federatsii, 114 p., available at: <https://meganorm.ru/Data2/1/4293826/4293826369.pdf> (accessed: 29.04.2023). (In Russ.)
5. Ehnglin B. A. *Primenenie zhidkikh topliv pri nizkikh temperaturakh [The use of liquid fuels at low temperatures]*, Edition 3, Moscow, Khimiya publ., 1980, 164 p. (In Russ.)
6. Dubovkin N. F., Malanicheva V. G., Massur Yu. P., Fedorov E. P. *Spravochnik. Fiziko-khimicheskiye i ekspluatatsionnye svoystva reaktivnykh topliv [Physico-chemical and operational properties of jet fuels]*, Moscow, Khimiya publ., 1985, 239 p. (In Russ.)
7. GOST 24614-81. Liquids and gases not reacting with the Karl Fischer reagent. Coulometric method of water determination. Moscow, Izdatelstvo standartov publ., 2004, 10 p. (In Russ.)
8. Buchanan A. Group-type analysis of jet fuels by GSxGC-FID/TOF MS, *IX International Conference "Aviation Fuel – 2020"*, January 30–31, 2020, Moscow.
9. Litvinov A. A. *Osnovy primeneniya reaktivnykh topliv v grazhdanskoj aviatsii [Fundamentals of the use of jet fuels in civil aviation]*, Moscow, Transport publ., 1983, 92 p. (In Russ.)
10. GOST 10227-86 with amendment 1–6. Jetfuels. Specifications. Moscow, Standartininform publ., 2005, 7 p. (In Russ.)
11. Vasilenko V. T., Sakhno G. I. Obosnovanie bezopasnogo urovnya vlagosoderzhaniya topliva v polete. *Voprosy aviatsionnoj khimologii, Sbornik nauchnykh trudov*, Kiev, 1983, pp. 17–24. (In Russ.)
12. Ragozin N. A. Prichiny obmerzaniya i zakuporki otlozheniyami fil'trov reaktivnykh samoletov GVF, *Nauchnaya informatsiya. Gos. Nauch.-Issled. Institut Grajd. Vozd. Flota*, 1963, no. 4, 32 p. (In Russ.)
13. Moiseeva L. S., Tur Ju. Ju., Rashevskaya N. S. The protection of equipment of chemical and petrochemical enterprises against acid corrosion, *Theory and practice of corrosion protection*, 2002, no. 1(23), pp. 30–41. (In Russ.)
14. Oreshenkov A. V., Grishin N. N. The questions of action efficiency estimation of anti-icing additives are considered. The description of qualifying estimation methods and norm of defined parameters efficiency is resulted. *Civil Aviation High Technologies*, 2015, no. 217(7), pp. 69–74. (In Russ.)

## Информация об авторах

**Ковба Лидия Васильевна**, начальник испытательной лаборатории, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, [lab.gsm@mail.ru](mailto:lab.gsm@mail.ru)

**Морозова Наталья Валерьевна**, научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, [lab.gsm@mail.ru](mailto:lab.gsm@mail.ru)

**Азжурова Ольга Борисовна**, заместитель начальника испытательной лаборатории, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, [lab.gsm@mail.ru](mailto:lab.gsm@mail.ru)

**Горская Наталья Владимировна**, младший научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, [lab.gsm@mail.ru](mailto:lab.gsm@mail.ru)

### **Authors information**

**Kovba Lidiya V.**, Head of the Test Laboratory, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, lab.gsm@mail.ru

**Morozova Natalya V.**, Researcher, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, lab.gsm@mail.ru

**Azzheurova Olga B.**, Deputy Head of the Test Laboratory, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, lab.gsm@mail.ru

**Gorskaya Natalya V.**, Junior Researcher, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, lab.gsm@mail.ru

*Статья поступила в редакцию 20.10.2022; одобрена после рецензирования 26.04.2023; принята к публикации 11.05.2023.*

*The article was submitted 20.10.2022; approved after reviewing 26.04.2023; accepted for publication 11.05.2023.*

Научная статья  
УДК 621.396.96:537.8

## ЭЛЕКТРОМАГНИТНАЯ СОВМЕСТИМОСТЬ МЕЖДУ СРЕДСТВАМИ ПОДВИЖНОЙ СВЯЗИ ПЯТОГО ПОКОЛЕНИЯ И ДИСПЕТЧЕРСКИМИ РАДИОЛОКАЦИОННЫМИ СТАНЦИЯМИ В ДИАПАЗОНЕ 800 МГц

А. В. МАЙОРОВ, Н. А. МАРТЫНОВ, Д. Н. МУЗЫЧЕНКО, А. С. ПАНОВ, А. В. ШАНИН

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

**Аннотация.** Активное развитие телекоммуникационных технологий передачи данных на основе стандартов пятого поколения (5G) ещё более обострило проблему дефицита свободного радиочастотного ресурса. Одним из путей решения данной проблемы является совместное использование общих диапазонов частот радиоэлектронными средствами (РЭС) различного назначения при условии обеспечения взаимной беспомеховой работы этих средств. Использование общих диапазонов частот для РЭС различных типов и назначения, функционирующих в транспортных системах страны, обуславливает необходимость обеспечения их совместной беспомеховой работы. В данной статье рассматриваются вопросы обеспечения электромагнитной совместимости (ЭМС) между перспективными РЭС сетей подвижной связи (СПС) стандарта 5G, функционирующими в диапазоне 800 МГц, и диспетчерскими радиолокаторами 35 см диапазона длин волн, используемыми в аэронавигации. Представлены результаты экспериментальных исследований помехового воздействия перспективных средств СПС стандарта 5G на диспетчерские радиолокаторы. Приведены примеры расчётов требуемых территориальных разносов между РЭС СПС стандарта 5G и диспетчерскими радиолокаторами, которые обеспечивают ЭМС указанных средств.

**Ключевые слова:** электромагнитная совместимость, сети подвижной связи пятого поколения (5G), диспетчерский радиолокатор, территориальный разнос, полосовые фильтры, транспортные системы страны, аэронавигация

**Для цитирования:** Майоров А. В., Мартынов Н. А., Музыченко Д. Н., Панов А. С., Шанин А. В. Электромагнитная совместимость между средствами подвижной связи пятого поколения и диспетчерскими радиолокационными станциями в диапазоне 800 МГц // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 42. С. 97–106.

## CONDITIONS FOR ENSURING ELECTROMAGNETIC COMPATIBILITY BETWEEN FIFTH-GENERATION COMMUNICATIONS AND DISPATCH RADAR IN THE 800 MHz RANGE

A. V. MAYOROV, N. A. MARTYNOV, D. N. MUZYCHENKO, A. S. PANOV, A. V. SHANIN

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

**Abstract.** The active development of telecommunications data transmission technologies based on the fifth generation (5G) standards has further exacerbated the problem of a shortage of a free radio frequency resource. One of the ways to solve this problem is the joint use of common frequency ranges by radio-electronic means for various purposes, provided that mutual interference-free operation of these means is ensured. The use of common frequency bands for radio-electronic means of various types and purposes, operating in the transport systems of the country, necessitates the need to ensure their joint interference-free operation. This article

discusses the issues of ensuring electromagnetic compatibility between advanced means of mobile networks of the 5G standard, operating in the 800 MHz band, and dispatcher radars of the 35 cm wavelength range used in air navigation. The results of experimental studies of the interference impact of advanced 5G SPS facilities on dispatcher radars are presented. Examples of calculations of the required territorial separations between the means of mobile networks of the 5G standard and dispatching radars that provide the electromagnetic compatibility of these facilities are given.

**Keywords:** electromagnetic compatibility, fifth generation mobile communication networks (5G), dispatching radar, territorial separation, bandpass filters, transport systems of the country, air navigation

**For citation:** Mayorov A. V., Martynov N. A., Muzychenko D. N., Panov A. S., Shanin A. V. Conditions for ensuring electromagnetic compatibility between fifth-generation communications and dispatch radar in the 800 MHz range, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 42, pp. 97–106. (In Russ.)

## Введение

Перспективы развития сетей подвижной связи (СПС) на основе стандартов 5G как в России, так и во всём мире обусловлены необходимостью повышения пропускной способности и доступности широкополосной мобильной связи. Использование стандартов 5G позволит уменьшить время задержки прохождения пакетов сигналов до 0,5–4 мс, повысить скорость интернета до 10–20 Гбит/с и увеличить плотность подключённых к сети устройств до 1 млн шт./км<sup>2</sup>.

Для полноценного функционирования СПС стандарта 5G необходимо комплексное использование полос частот в трёх диапазонах:

- в диапазоне до 1 ГГц (низкий диапазон) для покрытия больших территорий с обеспечением невысокой пропускной способности каналов передачи данных;

- в диапазоне от 2 до 6 ГГц (средний диапазон) для покрытия крупных населённых пунктов и городских агломераций с обеспечением высокой пропускной способности каналов передачи данных;

- в миллиметровом диапазоне от 24 до 30 ГГц (высокий диапазон) для точечного покрытия мест массового скопления абонентов с обеспечением максимальной пропускной способности каналов передачи данных.

Выбор определённых полос частот для использования СПС стандарта 5G существенно осложнён тем, что каждый из указанных диапазонов (особенно низкий и средний) в настоящее время уже активно используется другими РЭС различного назначения. В частности, в диапазоне 800 МГц, предполагаемом для использования СПС стандарта 5G, функционируют диспетчерские радиолокационные станции (РЛС) 35 см диапазона длин волн.

Для использования средствами СПС стандарта 5G и РЛС 35 см диапазона общих или соседних полос частот необходимо определить условия их совместного беспомехового функционирования в транспортных системах страны.

Авторами статьи проведены исследования по выявлению возможного помехового воздействия перспективных средств СПС стандарта 5G на приёмные тракты РЛС 35 см диапазона и определены условия обеспечения ЭМС данных РЭС. Их краткое описание и результаты представлены в данной статье.

## Основные характеристики средств СПС 5G как источника помех

Основные технические характеристики средств СПС стандарта 5G определены в международных документах 3GPP (3-rd Generation Partnership Project – «консорциум, разрабатывающий спецификации для мобильной связи»):

- 3GPP TS 38.104 (v-15.12.0) – спецификация по техническим параметрам оборудования базовых станций (БС) [1];

- 3GPP TS 38.101-1 (v-15.3.0) – спецификация по техническим параметрам оборудования абонентских станций (АС) [2].

Протоколом Государственной комиссии по радиочастотам от 17.03.2020 № 20-54-02 определены полосы радиочастот, наиболее перспективные для использования СПС стандарта 5G на территории России. Перечень полос частот в диапазоне 800 МГц, перспективных для использования СПС стандарта 5G, и основные характеристики излучаемых сигналов представлены в табл. 1.

**Таблица 1**

Основные характеристики излучаемых сигналов СПС стандарта 5G

Условный номер диапазона	Полоса сигналов, излучаемых АС, МГц	Полоса сигналов, излучаемых БС, МГц	Возможная ширина полосы канала, МГц	Максимально возможная ЭИИМ в канале* $P_{max}$ , дБВт	
				АС	БС
n12	699–716	729–746	5, 10, 15	–7	30
n28	703–748	758–803	5, 10, 15,20	–7	30

\* Максимально возможная эквивалентная изотропно излучаемая мощность (ЭИИМ)  $P_{max}$  приведена с учётом максимально возможных значений коэффициентов усиления антенн (0 дБ – для АС, 17 дБ – для БС).

В спецификациях 3GPP [1, 2] определены также возможные ограничения на уровни внеполосного и побочного излучений БС и АС перспективных СПС стандарта 5G.

### Основные характеристики радиолокаторов 35 см диапазона

К радиолокаторам 35 см диапазона длин волн, используемым в настоящее время на радиолокационных позициях (РЛП) гражданской авиации (ГА), можно отнести диспетчерский аэродромный радиолокатор типа ДРЛ-7СМ и его модификации, а также радиолокационный комплекс (РЛК) типа «Иртыш» и его модификации. Первичные каналы указанных радиолокаторов используют полосу частот от 830 до 885 МГц. Технические характеристики приёмных трактов первичных каналов данных радиолокаторов представлены в табл. 2.

**Таблица 2**

Характеристики первичных каналов радиолокаторов 35 см диапазона

Характеристики	ДРЛ-7СМ	РЛК «Иртыш»
Используемые номиналы частот, МГц	835; 837,5; 840; 844; 853; 862; 871; 880	835,0; 837,5; 840,0; 855,0; 883,0
Коэффициент усиления антенны, дБ	27	27
Коэффициент затухания в антенно-фидерном тракте, дБ	3	2
Поляризация сигналов	горизонтальная	горизонтальная
Чувствительность приёмника, дБВт	–135	–133
Промежуточная частота, МГц:	30	29

Окончание таблицы 2

Характеристики	ДРЛ-7СМ	РЛК «Иртыш»
Тип настройки гетеродина:	нижняя	нижняя
Ширина полосы пропускания УПЧ, МГц		
- на уровне -3 дБ	1	1
- на уровне -30 дБ	2	2
- на уровне -60 дБ	3	3
Избирательность по соседнему, зеркальному и другим побочным каналам приёма, дБ	60	60
Защитное отношение, дБ	10	10

В настоящее время на аэродромных РЛП ГА эксплуатируются более 50 радиолокаторов типа ДРЛ-7СМ и «Иртыш».

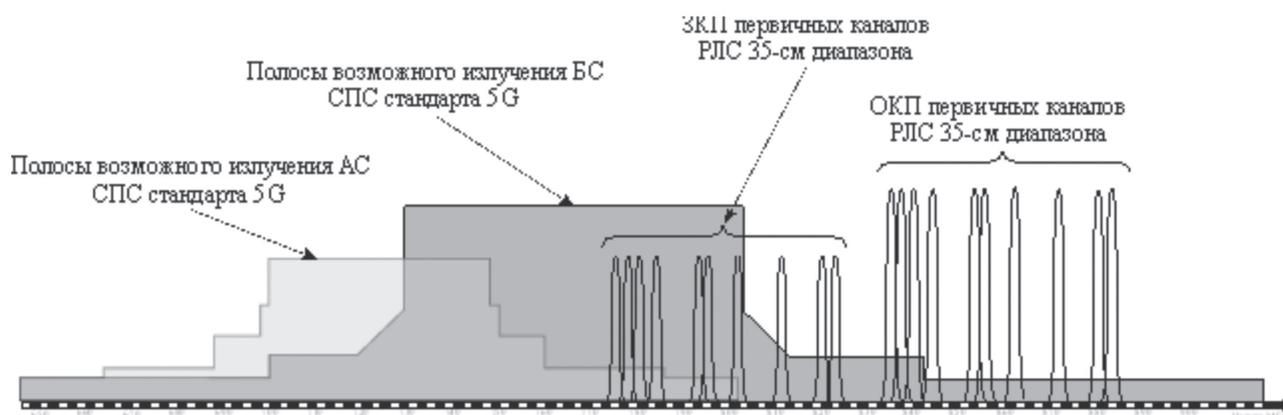
**Оценка возможного влияния излучения средств СПС 5G на первичные каналы радиолокаторов 35 см диапазона**

Анализ частот возможного излучения средств СПС стандарта 5G и характеристик первичных каналов РЛС 35 см диапазона позволяет сделать вывод о возможности помехового влияния сигналов АС и БС СПС на приёмные тракты ДРЛ-7СМ и РЛК «Иртыш».

К основным сценариям помехового влияния можно отнести:

- воздействие внеполосного и побочного излучения АС и БС СПС на основные каналы приёма (ОКП) первичных каналов РЛС 35 см диапазона;
- воздействие основного излучения БС СПС на зеркальные каналы приёма (ЗКП) первичных каналов РЛС 35 см диапазона.

На рисунке представлены полосы частот возможного излучения и приёма помеховых сигналов от средств СПС стандарта 5G для первичных каналов РЛС 35 см диапазона.



Полосы частот возможного излучения и приёма помеховых сигналов от средств СПС стандарта 5G для первичных каналов РЛС 35 см диапазона

Возможное помеховое воздействие сигналов СПС стандарта 5G на первичные каналы ДРЛ-7СМ и РЛК «Иртыш», выявленное на основе частотного анализа (частотного критерия), необходимо в дальнейшем подтвердить и более достоверно оценить степень этого воздействия путём экспериментальных исследований.

## **Экспериментальные исследования влияния помеховых сигналов от средств СПС стандарта 5G на ДРЛ-7СМ и РЛК «Иртыш»**

В 2021 году авторами проведены экспериментальные исследования по оценке влияния помехового излучения от перспективных средств СПС стандарта 5G, использующих диапазон 800 МГц, на приёмные тракты первичных каналов РЛС типа ДРЛ-7СМ и РЛК типа «Иртыш». Экспериментальные исследования проводились на действующих РЛП ГА аэродромов Брянск и «Пулково» (Санкт-Петербург). На РЛП Брянск объектом исследований был радиолокатор ДРЛ-7СМ, на РЛП «Пулково» – РЛК «Иртыш-СКУ».

Экспериментальные исследования проводились в соответствии с разработанными и утверждёнными Методикой [3] и Программой [4] исследований по определению допустимых уровней сигналов от средств СПС стандарта 5G при воздействии на радиолокационные средства радиотехнического обеспечения полётов (РТОП).

В рамках экспериментальных исследований определялось наличие и степень помехового влияния сигналов АС и БС СПС стандарта 5G, излучаемых в полосах частот n12 и n28, на приёмные тракты первичных каналов ДРЛ-7СМ и РЛК «Иртыш-СКУ». Имитация сигналов АС и БС осуществлялась с помощью специального имитационного аппаратно-программного комплекса (АПК), состоящего из векторного генератора радиосигналов, широкополосного усилителя, управляющего компьютера, направленной антенны и комплекта высокочастотных кабелей. Имитационный АПК позволял формировать сигналы АС и БС стандарта 5G с параметрами, точно соответствующими спецификациям 3GPP [1, 2], для различных значений центральных частот, ширины полос каналов и уровней мощности.

В процессе экспериментальных исследований осуществлялось направленное излучение сигналов стандарта 5G от антенны имитационного АПК в сторону антенны исследуемой РЛС. Номинал центральной частоты канала излучаемых сигналов стандарта 5G изменялся в пределах заданной полосы частот для каждого из условных диапазонов n12 и n28 (табл. 1) с дискретностью 1 МГц. Для каждого значения номинала центральной частоты с помощью усилителя мощности АПК производилось плавное изменение уровня ЭИИМ сигнала 5G от минимального к максимальному значению.

Помеховое воздействие на РЛС проявлялось, как правило, в виде секторной засветки экрана контрольного монитора. Наличие или отсутствие помехового воздействия сигналов СПС 5G на исследуемые РЛС устанавливалось визуально группой экспертов, наблюдающих контрольные мониторы.

При возникновении помехи на контрольном мониторе радиолокатора уровень ЭИИМ и номинал центральной частоты помехового сигнала 5G фиксировались, после чего производилось плавное снижение уровня ЭИИМ до исчезновения помехового воздействия. Значение ЭИИМ помехового сигнала 5G, при котором помеховое воздействие не наблюдалось, определялось как максимально допустимое  $P_{\max Д}$  для соответствующих параметров этого сигнала и для данного типа радиолокаторов.

В процессе экспериментальных исследований были определены возможность и степень помехового воздействия сигналов АС и БС стандарта 5G на первичные каналы радиолокаторов ДРЛ-7СМ и «Иртыш-СКУ». В результате экспериментов были получены максимально допустимые значения ЭИИМ  $P_{\max Д}$  помеховых сигналов 5G для различных значений возможной ширины каналов (табл. 1) и для различных значений номиналов центральной частоты, при которых помеховое воздействие на радиолокаторы отсутствовало. В качестве примеров в табл. 3 и 4 представлены максимально допустимые значения ЭИИМ  $P_{\max Д}$  помеховых сигналов от средств СПС стандарта 5G с шириной полосы канала 5 МГц для ДРЛ-7СМ, работающего на частоте 837,5 МГц, и для РЛК «Иртыш-СКУ», работающего на частоте 835 МГц.

Анализ результатов экспериментов показал следующее.

Излучение АС СПС 5G в диапазонах n12 и n28 не будет оказывать помехового влияния на приёмные тракты первичных каналов ДРЛ-7СМ и РЛК «Иртыш-СКУ», так как максимально допустимые уровни ЭИИМ данных сигналов  $P_{\max Д}$  (табл. 3, 4) превышают максимально возможные уровни ЭИИМ  $P_{\max}$  (табл. 1).

Излучение БС СПС 5G в диапазоне n12 оказывает помеховое влияние на приёмные тракты первичных каналов исследуемых радиолокаторов, при этом превышение максимально допустимого уровня ЭИИМ может достигать 35 дБ (для ДРЛ-7СМ) и 9 дБ (для РЛК «Иртыш-СКУ»).

Излучение БС СПС 5G в диапазоне n28 оказывает помеховое влияние на приёмные тракты первичных каналов исследуемых радиолокаторов, при этом превышение максимально допустимого уровня ЭИИМ может достигать 80 дБ (для ДРЛ-7СМ) и 13 дБ (для РЛК «Иртыш-СКУ»).

Помеховое воздействие в обоих случаях может оказывать как основное излучение БС СПС 5G на ЗКП первичных каналов ДРЛ-7СМ и РЛК «Иртыш-СКУ», так и внеполосное излучение БС СПС 5G на ОКП первичных каналов данных радиолокаторов (рисунок).

**Таблица 3**

$P_{\max Д}$  с шириной полосы канала 5 МГц для ДРЛ-7СМ (рабочая частота 837,5 МГц, дальность до имитатора помех 720 м)

Центральная частота канала, МГц	Тип средства СПС	Максимально допустимый уровень ЭИИМ $P_{\max Д}$ , дБВт
от 701 до 713	АС	2
от 713 до 745	АС	3
от 732 до 764	БС	-3
от 765 до 768	БС	-4
769	БС	-5
770	БС	-6
771	БС	-13
772	БС	-29
773	БС	-43
774	БС	-45
775	БС	-46
776	БС	-47
777	БС	-50
778	БС	-48
779	БС	-40
780	БС	-16
от 781 до 785	БС	-6
от 786 до 800	БС	-4

**Таблица 4**

$P_{\max Д}$  с шириной полосы канала 5 МГц для РЛК «Иртыш-СКУ» (рабочая частота 835 МГц, дальность до имитатора помех 1400 м)

Центральная частота канала, МГц	Тип средства СПС	Максимально допустимый уровень ЭИИМ $P_{\max Д}$ , дБВт
от 701 до 745	АС	22
от 732 до 743	БС	22
от 760 до 789	БС	21
от 790 до 798	БС	20
от 799 до 800	БС	19

## Определение условий обеспечения ЭМС между средствами СПС 5G и радиолокаторами 35 см диапазона

Экспериментальное подтверждение наличия помехового воздействия сигналов БС СПС стандарта 5G на приёмные тракты радиолокаторов 35 см диапазона обуславливает необходимость поиска условий обеспечения ЭМС между данными средствами. Основными способами обеспечения ЭМС в данном случае могут быть следующие:

- ограничение уровня ЭИИМ сигналов БС СПС стандарта 5G до значений, соответствующих данным табл. 3, 4;
- обеспечение необходимого частотного разнеса между номинальными значениями частот излучаемых сигналов БС СПС стандарта 5G и принимаемых радиолокаторами сигналов;
- обеспечение необходимого территориального разнеса между БС СПС стандарта 5G и радиолокационными позициями ДРЛ-7СМ и РЛК «Иртыш»;
- проведение технических мероприятий (доработок) на излучающих трактах БС СПС или на приёмных трактах радиолокаторов, позволяющих уменьшить уровень внеполосного и побочного излучения, с одной стороны, и улучшить избирательность приёмников радиолокаторов, с другой стороны, например это могут быть встраиваемые в приёмные (для РЛС) или передающие (для БС) тракты дополнительные полосовые или режекторные фильтры.

В рамках данной статьи более подробно рассмотрим способ обеспечения ЭМС путём территориального разнеса между исследуемыми РЭС. Данный способ основан на расчёте минимально допустимых расстояний (территориальных разнесов) между БС СПС 5G и радиолокаторами 35 см диапазона, при которых обеспечивается отсутствие помехового воздействия на радиолокаторы.

Так как конкретные места расположения БС СПС заранее не известны, то при расчётах не учитывались рельеф местности и характер подстилающей поверхности, а также использовалась модель распространения сигналов в свободном пространстве [5].

Расчёты минимально допустимых расстояний  $D_{\min}$  производились по формулам из [5]:

$$D_{\min} = 10^{\frac{L - 32,4 - 20 \lg f}{20}},$$

$$L = P_{\text{из}} - P_{\text{доп}} + L_{\text{экс}},$$

$$L_{\text{экс}} = 32,4 + 20 \lg(f) + 20 \lg(D_{\text{экс}}),$$

где  $f$  – центральная частота сигнала, излучаемого БС СПС 5G, МГц;

$L$  – потери на трассе распространения сигнала БС (на расстоянии  $D_{\min}$ ), необходимые для обеспечения ЭМС, дБ;

$P_{\text{из}}$  – уровень ЭИИМ сигнала БС, дБВт;

$P_{\text{доп}}$  – максимально допустимый уровень ЭИИМ сигнала БС, дБВт;

$L_{\text{экс}}$  – потери на трассе распространения сигнала БС (на расстоянии  $D_{\text{экс}}$ ), соответствующие условиям проведения эксперимента, дБ;

$D_{\text{экс}}$  – протяжённость трассы распространения сигнала БС при проведении эксперимента, км;

$D_{\min}$  – минимально допустимое расстояние между БС и радиолокатором, при котором обеспечивается ЭМС, км.

Расчёты проводились для трёх возможных значений уровня ЭИИМ сигналов БС РБ5G: 20, 25 и 30 дБВт. В качестве примера в табл. 5, 6 представлены результаты расчётов требуемых территориальных разнесов между БС СПС стандарта 5G, излучающих сигналы с шириной полосы 5 МГц, и радиолокаторами 35 см диапазона. Значения требуемых территориальных разнесов справедливы при условии работы радиолокаторов на конкретных номиналах частот: 837,5 МГц

для ДРЛ-7СМ и 835 МГц для РЛК «Иртыш-СКУ»; на других номиналах частот значения требуемых территориальных разнесов необходимо корректировать.

**Таблица 5**

Требуемый территориальный разнос между ДРЛ-7СМ и БС СПС 5G

Центральная частота канала, МГц	Минимально допустимые расстояния между РЭС, км, для различных значений $P_{Б5G}$ ЭИИМ сигналов БС		
	$P_{Б5G}=20$ дБВт	$P_{Б5G}=25$ дБВт	$P_{Б5G}=30$ дБВт
от 732 до 764	10	18	32
от 765 до 768	11	20	36
769	13	23	40
770	14	26	45
771	32	57	ЗППВ
от 772 до 779	ЗППВ*	ЗППВ	ЗППВ
780	45	ЗППВ	ЗППВ
от 781 до 785	14	26	45
от 786 до 800	11	20	36

\* ЗППВ (за пределами прямой видимости) указывается в том случае, когда рассчитанные значения минимально допустимых расстояний превышают максимально возможные значения дальности прямой видимости между указанными РЭС с учётом кривизны земли.

**Таблица 6**

Требуемый территориальный разнос между РЛК «Иртыш-СКУ» и БС СПС 5G

Центральная частота канала, МГц	Минимально допустимые расстояния между РЭС, км, для различных значений $P_{Б5G}$ ЭИИМ сигналов БС		
	$P_{Б5G}=20$ дБВт	$P_{Б5G}=25$ дБВт	$P_{Б5G}=30$ дБВт
от 732 до 798	1	2	4
от 799 до 800	2	3	5

### Заключение

Проведённые авторами исследования показали возможность возникновения помех от перспективных средств СПС стандарта 5G, использующих диапазон 800 МГц, на первичные каналы радиолокаторов 35 см диапазона типа ДРЛ-7СМ и РЛК «Иртыш».

Значения допустимого уровня ЭИИМ помеховых сигналов от средств СПС стандарта 5G на первичные каналы радиолокаторов, полученные в результате экспериментальных исследований, позволили рассчитать минимально допустимые расстояния между БС СПС стандарта 5G и радиолокаторами типа ДРЛ-7СМ и РЛК «Иртыш», при соблюдении которых обеспечивается беспомеховое функционирование радиолокаторов. Полученные значения могут быть в дальнейшем использованы при планировании развёртывания перспективных СПС стандарта 5G.

Для обеспечения ЭМС между перспективными средствами СПС стандарта 5G и РЛС 35 см диапазона помимо территориального и частотного разнеса целесообразно использовать дополнительные полосовые и режекторные фильтры, встраиваемые в передающие тракты средств СПС 5G и в приёмные тракты первичных каналов РЛС типа ДРЛ-7СМ и РЛК «Иртыш».

**Конфликт интересов.** Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.  
**Conflict of interest.** The authors declare no conflict of interest.

### Список источников

1. 3GPP TS 38.104 v15.12.0 (2020-12). Группа технических спецификаций сети радиодоступа. Базовая станция (БС) радиопередачи и приёма (версия 15). URL: <https://portal.3gpp.org/desktopmodules/Specifications/SpecificationDetails.aspx?specificationId=3202> (дата обращения: 29.04.2023).
2. 3GPP TS 38.101-1 v15.3.0 (2018-10). Группа технических спецификаций сети радиодоступа. Абонентское оборудование радиопередачи и приёма (версия 15). URL: <https://portal.3gpp.org/desktopmodules/Specifications/SpecificationDetails.aspx?specificationId=3283> (дата обращения: 29.04.2023).
3. Методика экспериментального определения допустимых уровней сигналов от радиоэлектронных средств систем сотовой подвижной связи стандарта 5G при воздействии на средства радиолокации. Москва: ГосНИИ ГА, 2021. 6 с.
4. Программа экспериментальных исследований допустимых уровней сигналов от радиоэлектронных средств систем сотовой подвижной связи стандарта 5G при воздействии на средства РТОП и АС в части средств радиолокации. Москва: ГосНИИ ГА, 2021. 6 с.
5. Рекомендация МСЭ-R P.525-2. Расчёт ослабления в свободном пространстве. URL: [https://www.itu.int/dms\\_pubrec/itu-r/rec/p/R-REC-P.525-2-199408-S!!PDF-R.pdf](https://www.itu.int/dms_pubrec/itu-r/rec/p/R-REC-P.525-2-199408-S!!PDF-R.pdf) (дата обращения: 29.04.2023).
6. Основы управления использованием радиочастотного спектра. Т. 2. Обеспечение электромагнитной совместимости радиосистем / Под ред. М. А. Быховского. Москва: КРАСАНД, 2012. 552 с.
7. Тихвинский В. О. Сети 5G и IoT – инновационная среда для цифровой экономики России // Электросвязь. 2017. № 8. С. 55–61.
8. Тихвинский В. О. Особенности построения и ЭМС-характеристики будущего оборудования сетей мобильной связи 5G // Электросвязь. 2018. № 6. С. 63–68.
9. Высочин В. П. Совместное использование частотного ресурса для развития сетей 5G в диапазоне 700 МГц // Электросвязь. 2019. № 7. С. 47–51.
10. Бадалов А. Л., Михайлов Л. С. Нормы на параметры электромагнитной совместимости РЭС: Справочник. Москва: Радио и связь, 1990. 272 с.

### References

1. 3GPP TS 38.104 v15.12.0 (2020-12), Technical Specification Group Radio Access Network; NR; Base Station (BS) radio transmission and reception, Release 15, available at: <https://portal.3gpp.org/desktopmodules/Specifications/SpecificationDetails.aspx?specificationId=3202> (accessed: 29.04.2023).
2. 3GPP TS 38.101-1 v15.3.0 (2018-10), Technical Specification Group Radio Access Network; NR; User Equipment (UE) radio transmission and reception; Part 1: Range 1 Standalone, Release 15, available at: <https://portal.3gpp.org/desktopmodules/Specifications/SpecificationDetails.aspx?specificationId=3283> (accessed: 29.04.2023).
3. Metodika ehksperimental'nogo opredeleniya dopustimykh urovnej signalov ot radioehlektronnykh sredstv sistem sotovoj podvizhnoj svyazi standarta 5G pri vozdejstvii na sredstva radiolokatsii, Moscow, GosNII GA publ., 2021, 6 p. (In Russ.)
4. Programma ehksperimental'nykh issledovanij dopustimykh urovnej signalov ot radioehlektronnykh sredstv sistem sotovoj podvizhnoj svyazi standarta 5G pri vozdejstvii na sredstva RTOP i AS v chasti sredstv radiolokatsii, Moscow, GosNII GA publ., 2021, 6 p. (In Russ.)
5. Recommendation Itu-R P.525-2. Calculation Of Free-Space Attenuation, available at: [https://www.itu.int/dms\\_pubrec/itu-r/rec/p/R-REC-P.525-2-199408-S!!PDF-E.pdf](https://www.itu.int/dms_pubrec/itu-r/rec/p/R-REC-P.525-2-199408-S!!PDF-E.pdf) (accessed: 29.04.2023).
6. Osnovy upravleniya ispol'zovaniem radiochastotnogo spectra. Tom 2. Obespechenie ehlektromagnitnoj sovmestimosti radiosistem, pod red. M. A. Bykhovskogo [Basics of controlling the use of the radio frequency

spectrum, vol. 2, Provision of electro-magnetic compatibility of radio systems], Moscow, KRASAND publ., 2012, 552 p. (In Russ.)

7. Tikhvinskij V. O. Seti 5G i IoT – innovatsionnaya sreda dlya tsifrovoj ehkonomiki Rossii, *Elektrosvyaz'*, 2017, no. 8, pp. 55–61. (In Russ.)

8. Tikhvinskij V. O. Osobennosti postroeniya i EMS-kharakteristiki budushchego oborudovaniya setej mobil'noj svyazi 5G, *Elektrosvyaz'*, 2018, no. 6, pp. 63–68. (In Russ.)

9. Vysochin V. P. Sovmestnoe ispol'zovanie chastotnogo resursa dlya razvitiya setej 5G v diapazone 700 MGc, *Elektrosvyaz'*, 2019, no. 7, pp. 47–51. (In Russ.)

10. Badalov A. L., Mikhajlov L. S. *Normy na parametry elektromagnitnoj sovmestimosti RES: Spravochnik [Norms for electromagnetic compatibility parameters of avionics system: Reference book]*, Moscow, Radio i svyaz' publ., 1990, 272 p. (In Russ.)

### Информация об авторах

**Майоров Александр Вячеславович**, кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, avmaiorov@atminst.ru

**Мартынов Николай Анатольевич**, заместитель начальника отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, martynov@atminst.ru

**Музыченко Дмитрий Николаевич**, начальник сектора, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, muzychenko@atminst.ru

**Панов Анатолий Сергеевич**, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, panov@atminst.ru

**Шанин Алексей Вячеславович**, кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, Shanin\_AV@gosniiga.ru

### Authors information

**Mayorov Aleksandr V.**, Candidate of Sciences (Engineering), Leading Researcher, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, avmaiorov@atminst.ru

**Martynov Nikolay A.**, Deputy Head of the Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, martynov@atminst.ru

**Muzychenko Dmitriy N.**, Head of the Sector, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, muzychenko@atminst.ru

**Panov Anatoliy S.**, Candidate of Sciences (Engineering), Senior Researcher, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, panov@atminst.ru

**Shanin Aleksey V.**, Candidate of Sciences (Engineering), Leading Researcher, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, Shanin@atminst.ru

*Статья поступила в редакцию 17.10.2022; одобрена после рецензирования 02.05.2023; принята к публикации 12.05.2023.*

*The article was submitted 17.10.2022; approved after reviewing 02.05.2023; accepted for publication 12.05.2023.*

Научная статья  
УДК 656.7.072

## АНАЛИЗ РЕШЕНИЙ 41-Й СЕССИИ АССАМБЛЕИ ИКАО В ЧАСТИ ВЫБРОСОВ ПАРНИКОВЫХ ГАЗОВ

И. А. САМОЙЛОВ, И. В. ЛЕСНИЧИЙ, В. И. САМОЙЛОВ, Д. А. КИПЧАРСКИЙ

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

**Аннотация.** В статье рассмотрены современные тенденции изменения политики Международной организации гражданской авиации (ИКАО) в отношении ограничений выбросов парниковых газов, производимых международной гражданской авиацией (ГА) в результате сжигания авиационного топлива воздушными судами (ВС), вплоть до последних резолюций Ассамблеи ИКАО, принятых на её 41-й сессии в октябре 2022 года. Отражены некоторые аспекты проблемы фактического снижения выбросов парниковых газов ГА и основные особенности внедрённой ИКАО глобальной системы компенсации и сокращения выбросов углерода для международной авиации (CORSIA). Сделаны выводы, что политика ИКАО, касающаяся вопросов предотвращения негативных последствий изменения климата, соответствует политике Организации объединённых наций (ООН) и в целом базируется на одобренных ООН целях, механизмах и принципах. То есть, при сохранении в перспективе климатической политики ООН неизменной, вероятность изменения политики ИКАО по вопросам ограничения выбросов парниковых газов ГА крайне низка. Соответственно, следует ожидать дальнейшего расширения области действия CORSIA и дальнейшего роста использования в мировой ГА альтернативных видов топлива, что требует актуализации внутренней политики России в отношении развития воздушного транспорта (ВТ) и ГА в целом.

**Ключевые слова:** гражданская авиация, изменение климата, парниковые газы, ИКАО, CORSIA, альтернативное топливо, воздушный транспорт, эксплуатация авиационной техники, транспортная система страны

**Для цитирования:** Самойлов И. А., Лесничий И. В., Самойлов В. И., Кипчарский Д. А. Анализ решений 41-й сессии Ассамблеи ИКАО в части выбросов парниковых газов // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 42. С. 107–117.

## ANALYSIS OF DECISIONS OF THE 41ST SESSION OF THE ICAO ASSEMBLY REGARDING GREENHOUSE GAS EMISSIONS

I. A. SAMOYLOV, I. V. LESNICHIIY, V. I. SAMOYLOV, D. A. KIPCHARSKIY

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

**Abstract.** The article reviews current trends in the International Civil Aviation Organization (ICAO) policy regarding the limitation of greenhouse gas emissions produced by international civil aviation as a result of aircraft fuel combustion, up to the latest resolutions of the ICAO Assembly adopted at its 41st session in October 2022. Some aspects of the problem of actual reduction of civil aviation greenhouse gas emissions and the main features of ICAO's global carbon offset and reduction system for international aviation (CORSIA) are reflected. It is concluded that the ICAO policy on mitigation of the negative effects of climate change is consistent with the United Nations (UN) policy and is generally based on the objectives, mechanisms and principles approved

by the UN. That is, if the UN climate policy remains unchanged in the future, the likelihood of ICAO policy changes on limiting civil aviation greenhouse gas emissions is extremely low. Accordingly, one should expect further expansion of CORSIA and further growth of the use of alternative fuels in the global civil aviation, which requires actualization of Russia's domestic policy on the development of air transport and civil aviation as a whole.

**Keywords:** civil aviation, climate change, greenhouse gases, ICAO, CORSIA, alternative fuel, air transport, aircraft operation, national transportation system

**For citation:** Samoylov I. A., Lesnichiy I. V., Samoylov V. I., Kipcharskiy D. A. Analysis of decisions of the 41st session of the ICAO Assembly regarding greenhouse gas emissions, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 42, pp. 107–117. (In Russ.)

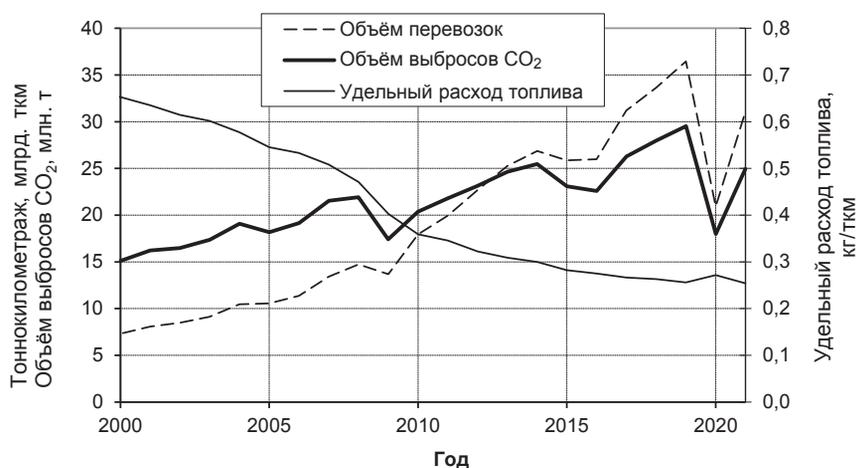
## Введение

По мере развития технологий авиастроения и появления новых знаний о воздействии авиации на окружающую среду ИКАО регулярно пересматривает стандарты Приложения 16 к Конвенции о международной гражданской авиации как в сторону ужесточения требований, так и в сторону расширения перечня нормируемых параметров. Сегодня Приложение 16 включает в себя уже четыре тома, в том числе том IV «Система компенсации и сокращения выбросов углерода для международной авиации» (CORSIA) [1], который устанавливает эксплуатационные ограничения для авиакомпаний, чем принципиально отличается от ранее принятых стандартов.

В целом реализуемая ИКАО политика постоянного повышения экологических стандартов достаточно эффективна, и современные самолёты по экологическим параметрам многократно превосходят самолёты предыдущих поколений.

Однако темпы повышения экологического совершенства авиационной техники существенно отстают от темпов роста объёмов авиаперевозок, что в ряде случаев не позволяет достичь абсолютного снижения негативного воздействия ВТ на окружающую среду. В частности, это относится к выбросам парниковых газов.

Например, топливная эффективность авиаперевозок ВТ России (рис. 1) постоянно повышается благодаря происходящему обновлению парка самолётов и реализации других мер. Так, по оценкам авторов, за 2011–2019 гг. удельный расход топлива в расчёте на единицу выполненной транспортной работы сократился почти на 30 %. Но объём авиаперевозок за тот же период вырос вдвое, из-за чего почти в 1,5 раза выросла и абсолютная масса выбросов парниковых газов, достигнув в 2019 году 30 млн т.



**Рис. 1.** Динамика объёмов авиаперевозок и массы выбросов CO<sub>2</sub> российских авиакомпаний

В мировой ГА в целом ситуация развивается аналогично. Средние темпы роста объёмов авиаперевозок составляют около 5 % в год, а темпы снижения удельного расхода топлива – около 2 % в год [2]. Соответственно, выбросы парниковых газов в абсолютном исчислении ежегодно увеличиваются. По некоторым оценкам за 2011–2019 гг. они выросли на 36 % и превысили 900 млн т.

### **Система компенсации и сокращения выбросов углерода для международной ГА**

Мировое сообщество давно беспокоит существующая примерно с 1970-х гг. тенденция глобального потепления климата, поскольку оно оказывает неблагоприятное воздействие на природные экосистемы и человечество. Хотя однозначного мнения о причинах глобального потепления не существует, многие эксперты считают весьма вероятным, что такой причиной являются антропогенные выбросы парниковых газов [3]. Это стало поводом заключения в начале 1990-х гг. государствами – членами ООН Рамочной конвенции об изменении климата (РКИК ООН), накладывающей на них определённые обязательства по ограничению или сокращению выбросов производимых экономиками парниковых газов [4].

Для достижения целей РКИК ООН в частности были разработаны рыночные меры и механизм торговли единицами сокращения выбросов (или иначе – углеродными единицами) в соответствии с подписанным в 1997 году Киотским протоколом [5]. При этом вопросы сокращения выбросов от сжигания топлива международной ГА стороны Киотского протокола делегировали ИКАО.

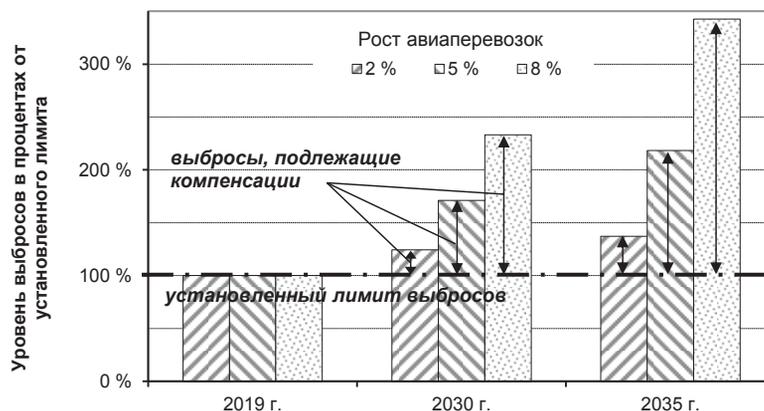
Несмотря на то, что вопрос рыночных мер снижения выбросов при эксплуатации авиационной техники регулярно обсуждался и прорабатывался в ИКАО, глобальный механизм рыночных мер был разработан лишь спустя 20 лет после подписания Киотского протокола сторонами РКИК ООН. Международные стандарты и рекомендуемая практика, включённые в CORSIA, были приняты Советом ИКАО в 2018 году.

Система CORSIA в основном базируется на механизмах, заложенных Киотским протоколом, и предусматривает финансовую компенсацию авиакомпаниями сверхнормативных выбросов CO<sub>2</sub> путем приобретения имеющихся на рынке свободных углеродных единиц, выпущенных в обращение действующими в мире региональными системами торговли единицами сокращения выбросов. В качестве норматива CORSIA изначально устанавливала среднегодовое значение массы выбросов CO<sub>2</sub> за 2019–2020 гг. То есть в любой год действия CORSIA, независимо от этапа её реализации, авиакомпании государств, на которые она распространяется, должны будут в рамках международной навигации компенсировать все выбросы, превышающие средний уровень 2019–2020 гг.

Основной причиной длительной разработки ИКАО единого глобального рыночного механизма была невозможность одновременного выполнения декларируемого РКИК ООН принципа дифференцированной ответственности государств за выбросы парниковых газов и декларируемого ИКАО принципа равных конкурентных условий на международных авиалиниях для авиакомпаний разных государств. Тем не менее, под нажимом общественности (в первую очередь, Евросоюза) Совет ИКАО принял систему CORSIA, которая отступает от этих принципов:

- в отличие от Киотского протокола не сами государства, а CORSIA устанавливает лимит выбросов для всех государств без учёта национальных особенностей и специфики развития их ВТ;
- применяемый в CORSIA механизм расчёта компенсационных обязательств определяет более высокую удельную финансовую нагрузку от её реализации для новых и активно развивающихся авиакомпаний (рис. 2).

CORSIA была разработана в соответствии с положениями резолюции Ассамблеи ИКАО А39-3 2016 года [6] и предусматривала создание в 2018–2019 гг. на национальных уровнях и на уровне ИКАО необходимых юридических, административных и организационных условий



**Рис. 2.** Схема роста доли оплачиваемых авиакомпаниями выбросов CO<sub>2</sub> в зависимости от темпов роста объемов авиаперевозок

для функционирования CORSIA, а с 2021 года – начало поэтапного внедрения CORSIA: до 2026 года – на добровольной основе, а с 2027 года – обязательное для всех государств-членов ИКАО.

В том числе, с 2019 года во всех государствах-членах ИКАО должна была начать функционировать система мониторинга, отчётности и верификации выбросов CO<sub>2</sub> (система MRV). Она предусматривает внедрение отчётности авиакомпаний о произведённых ими выбросах CO<sub>2</sub> по направлениям авиаперевозок, проведение верификации отчётов авиакомпаний аккредитованными организациями, обобщение данных авиакомпаний на государственном уровне и предоставление их в ИКАО.

На сегодняшний день большинство государств-членов ИКАО выполняют требования тома IV и добровольно стали участниками опытного этапа внедрения CORSIA.

- На ноябрь 2021 года 117 государств представили в ИКАО сведения о выбросах CO<sub>2</sub> в 2019 году и 110 государств – о выбросах CO<sub>2</sub> в 2020 году. Следует отметить, что в России государственная система мониторинга выбросов CO<sub>2</sub>, отвечающая требованиям CORSIA, до сих пор отсутствует. Данные по России за 2019–2020 гг. были рассчитаны ИКАО самостоятельно (в соответствии с положениями тома IV) и, по предварительной оценке авторов, существенно занижены [7]. Соответственно, в дальнейшем компенсационные обязательства российских авиакомпаний в рамках CORSIA могут быть сильно завышены.

- С 2021 года начался экспериментальный этап внедрения CORSIA, участие в котором государств осуществляется на добровольной основе. Количество государств, участвующих в CORSIA на этом этапе, выросло с 88 в 2021 году до 118 в 2023 году. Россия добровольно в CORSIA не участвует, но обязательство её участия в CORSIA наступит уже в 2027 году.

- Совет ИКАО обеспечивает функционирование CORSIA, в том числе он разработал и утвердил предусмотренную томом IV Приложения 16 систему «документов CORSIA» [2], и по мере необходимости осуществляет их актуализацию. Также создан и функционирует электронный центральный реестр CORSIA, в который вносится вся необходимая информация.

В сентябре–октябре 2022 года состоялась очередная (41-я) сессия Ассамблеи ИКАО. Подводя итоги трёхгодичного цикла деятельности ИКАО, в том числе её Комитета по охране окружающей среды от воздействия авиации (CAEP), 12-е совещание которого состоялось в феврале 2022 года [7, 8], Ассамблея ИКАО большинством голосов вновь подтвердила свою приверженность дальнейшей реализации CORSIA. Это нашло своё отражение в резолюции A41-22 [9].

Изложенное в этой резолюции «Сводное заявление о постоянной политике и практике ИКАО в области охраны окружающей среды», касающееся CORSIA, не претерпело принципиальных изменений по сравнению с предыдущими редакциями [10]. Были сохранены основополагающие принципы CORSIA и вновь подчеркнута её важная роль в достижении

среднесрочной глобальной желательной цели ИКАО – обеспечения с 2020 года углеродно-нейтрального развития международной ГА.

В числе важных изменений можно назвать следующие.

- В связи с ковидным кризисом перевозок в 2020 году, был изменён лимит выбросов CO<sub>2</sub> для CORSIA. Вместо среднего значения произведённых выбросов в 2019–2020 гг. теперь в период 2021–2023 гг. в качестве лимита будет использоваться значение выбросов в 2019 году, а в последующие периоды, начиная с 2024 года – значение, равное 85 % от выбросов 2019 года.

- В соответствии с предложениями ряда стран в период до 2032 года при расчёте компенсационных обязательств будет учитываться только секторальный показатель роста выбросов, индивидуальные показатели авиакомпаний учитываться не будут. И в дальнейшем в период 2033–2035 гг. значимость индивидуальных показателей авиакомпаний существенно снижена.

Последнее изменение направлено на снижение дискриминации новых и развивающихся авиакомпаний, но оно не решает эту проблему полностью, особенно для стран с активно развивающимся ВТ в целом, таких как Россия.

### Глобальные желательные цели ИКАО

Несмотря на малый вклад ГА в общие антропогенные выбросы парниковых газов (менее 2 %) [4], ИКАО в последние 10–15 лет проводит политику активного участия ГА в общем процессе декарбонизации мировой экономики.

Ещё в 2010 году на 37-й сессии Ассамблея ИКАО приняла отдельную часть Сводного заявления о постоянной политике и практике ИКАО в области охраны окружающей среды, касающуюся проблемы изменения климата (резолюция А37-19) [11]. И в ней, в том числе, установила для международной ГА две глобальные цели:

1. Достичь глобального среднего ежегодного повышения топливной эффективности на 2 % до 2020 года и желательной цели повышения топливной эффективности на 2 % в год с 2021 по 2050 год, рассчитываемой на основе объёма потребляемого топлива на выполненный коммерческий тонно-километр.

2. Стремиться к достижению коллективной среднесрочной глобальной желательной цели удержания глобальной нетто-эмиссии углерода международной ГА, начиная с 2020 года, на том же уровне.

Обе цели были достаточно амбициозными, поскольку по оценкам авиастроителей и экспертов САЕР за счёт технологического развития парка самолётов ГА могла обеспечить повышение топливной эффективности в среднем только на 1,5 % в год [7, 8]. А переломить многолетнюю тенденцию роста абсолютных значений выбросов CO<sub>2</sub> вовсе не представлялось возможным за счёт внутриотраслевых мер. Это требовало наличия возможности компенсации выбросов, а тогда к разработке CORSIA вплотную ещё не приступили.

В 2022 году на 41-й сессии Ассамблея ИКАО объявила об установлении коллективной долгосрочной желательной цели (LTAG): стремиться к достижению чистого нулевого уровня эмиссии углерода к 2050 году [9, 12]. Это стало следствием объявления в последние 3–5 лет целым рядом государств цели достичь нулевой нетто-эмиссии парниковых газов их экономиками к 2050–2060 гг. в обеспечение цели Парижского соглашения сторон РКИК ООН об удержании прироста глобальной средней температуры менее 2 °С сверх доиндустриальных уровней [13].

Так, по оценкам Межправительственной группы экспертов по изменению климата (МГЭИК), удержание прироста глобальной средней температуры не более 2 °С обеспечивается лишь при прекращении роста массы антропогенных выбросов парниковых газов уже сегодня и при её сокращении до нулевого уровня примерно к 2075 году с последующим обеспечением поглощения углерода из атмосферы на уровне порядка 5–10 млрд т в год. Для достижения к концу столетия прироста температуры в 1,5 °С необходимо выйти на нулевой уровень выбросов примерно на

20 лет раньше. По состоянию на ноябрь 2022 года в ООН (в соответствии с положениями Парижского соглашения) были представлены долгосрочные стратегии низкоуглеродного развития (LT-LEDS) от лица около 65 стран мира (включая 27 стран Евросоюза), на которые в совокупности приходится примерно три четверти всех антропогенных выбросов парниковых газов. При этом более 50 стран в своих стратегиях отметили свою приверженность цели достижения нулевой нетто-эмиссии (преимущественно к 2050 году) [14].

ВТ имеет ограниченные возможности снижения выбросов  $\text{CO}_2$  в силу ряда своих особенностей, таких как жёсткие весовые, компоновочные и аэродинамические ограничения при проектировании ВС, повышенные требования к безопасности, недоступность наземных источников энергии в полёте. Поэтому кардинальное снижение выбросов ВТ может быть достигнуто только за счёт межотраслевых усилий и преимущественно за счёт развития и реализации внеавиационных технологий.

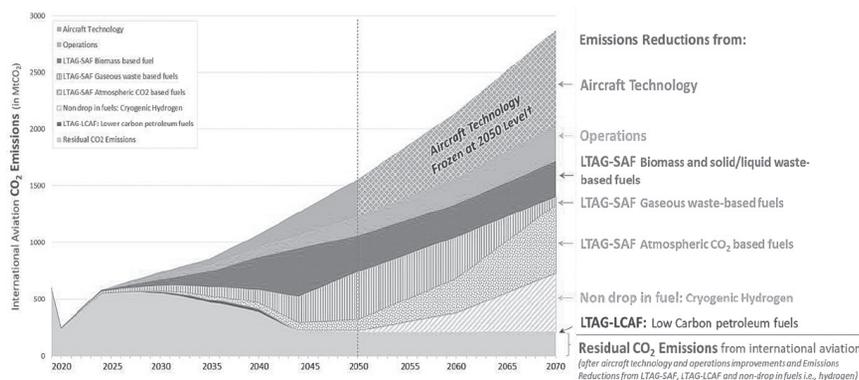
На сегодняшний день, по мнению многих мировых экспертов, в том числе относящихся к ИКАО, единственным реальным способом существенного сокращения нетто-выбросов ГА является отказ от традиционного нефтяного авиатоплива и его замена устойчиво производимыми видами топлива (SAF) [15]. При этом под SAF понимаются виды топлива, производимые из возобновляемого сырья, выбросы  $\text{CO}_2$  за жизненный цикл которых в разы меньше, чем выбросы за жизненный цикл традиционного нефтяного топлива, а в идеале – равны нулю.

В отдалённой перспективе предполагается широкое использование для производства топлива зелёной энергии, получение которой не сопровождается выбросами  $\text{CO}_2$ . Это позволит осуществлять производство реактивного топлива даже непосредственно из углекислого газа, а также позволит расширить производство экологически чистого водорода.

Пока все рассуждения о возможных путях достижения нулевой нетто-эмиссии  $\text{CO}_2$  ГА носят декларативный характер [15–17]. Они исходят из сценариев о массовой доступности в рассматриваемой перспективе чистой зелёной энергии и относительно дешёвых устойчиво производимых авиатоплив, хотя возможность реализации таких сценариев все ещё остается сомнительной, так как это требует значительных финансовых затрат, кардинальной перестройки всей мировой экономики, а также дополнительного изучения экологических последствий их реализации (не касающихся выбросов парниковых газов).

Однако, данные рассуждения полностью согласуются с декларируемыми ООН целями и задачами для всей мировой экономики.

Следует отметить, что сегодня все прогнозы экспертов ИКАО [15] всё равно предполагают сохранение в перспективе значительных объёмов выбросов  $\text{CO}_2$  даже при самых оптимистичных и инвестиционно ёмких сценариях развития зелёной энергетики и производства альтернативных топлив (рис. 3). Это говорит о том, что для реализации нулевой нетто-эмиссии ГА будет нуждаться и после 2050 года в некой системе компенсации выбросов за счёт внеотраслевых поглощений углерода из атмосферы.



**Рис. 3.** Оценки ИКАО изменения годовой массы выбросов  $\text{CO}_2$  международной ГА при реализации наиболее «агрессивного» сценария снижения выбросов [16]

## Российская Федерация и CORSIA

Как и многие меры, направленные на охрану окружающей среды, CORSIA приводит к увеличению производственных затрат [7, 15, 17], а, следовательно, и себестоимости авиаперевозок. Потенциально это может обусловить:

- увеличение тарифов на авиаперевозки, а, следовательно, снижение их ценовой доступности и замедление темпов развития рынка авиауслуг;
- снижение прибыли авиакомпаний, а, следовательно, снижение их финансовой устойчивости и снижение их возможностей инвестирования в техническое развитие собственного парка ВС, что означает замедление темпов роста топливной эффективности авиаперевозок.

При этом CORSIA не гарантирует фактического снижения топливопотребления ВТ и его выбросов CO<sub>2</sub>, так как позволяет компенсировать их за счёт снижения выбросов, достигнутого в других отраслях (что соответствует принципам Киотского протокола и Парижского соглашения). Потенциально это может обусловить:

- отток средств из ГА на развитие энергосберегающих технологий в других отраслях, а, следовательно, замедление темпов развития собственных технологий снижения выбросов парниковых газов;
- сохранение для ГА тенденции роста фактических выбросов парниковых газов, а, следовательно, увеличение негативного воздействия на глобальный климат собственно ВТ и увеличение зависимости перспектив развития отрасли от биржевой стоимости углеродных единиц.

В то же время CORSIA стимулирует внедрение в ГА энергосберегающих технологий и использование авиакомпаниями альтернативных топлив с низким показателем выбросов CO<sub>2</sub> за жизненный цикл топлива. Потенциально это может обусловить опережающий рост спроса на альтернативные виды топлива, а, следовательно, увеличение объёмов их производства и снижение их стоимости, ускоренное развитие новых технологий производства топлив и достижение для них меньших показателей выбросов CO<sub>2</sub>.

В свою очередь, это создаст предпосылки для масштабной замены нефтяного авиакеросина на альтернативные топлива с низким показателем выбросов CO<sub>2</sub>, а, следовательно, позволит ГА кардинально снизить выбросы CO<sub>2</sub>.

В отдаленной перспективе CORSIA может стимулировать внедрение специальных технологий поглощения углерода из атмосферы для компенсации выбросов авиации и достижения долгосрочной желательной цели ИКАО – нулевой нетто-эмиссии.

В целом Российская Федерация поддерживает позицию ООН о необходимости снижения антропогенных выбросов парниковых газов, о чём свидетельствуют и экологические стратегии развития России, и её присоединение к РКИК ООН, Киотскому протоколу, Парижскому соглашению.

Россия поддерживает и мнение о необходимости достижения мировым сообществом нулевой нетто-эмиссии углерода в обеспечение целей Парижского соглашения. Как и ряд других государств, Россия официально объявила ООН о намерении достичь чистых нулевых выбросов российской экономикой к 2060 году, что, в том числе, нашло отражение и в стратегии, утверждённой в 2021 году [18].

В то же время Россия изначально выступала против внедрения CORSIA, а также высказывала оговорки в отношении желательных целей ИКАО [11, 19]. Помимо того, что CORSIA противоречит декларируемому ООН принципу дифференцированной ответственности государств за снижение выбросов парниковых газов, внедрение CORSIA нежелательно непосредственно для ВТ России и её экономики:

- CORSIA увеличивает финансовую нагрузку на авиакомпании, что противоречит среднесрочным задачам развития транспортной системы страны, среди которых снижение себестоимости авиаперевозок, повышение авиаподвижности населения, интенсификация импортозамещения парка ВС;

- CORSIA несправедливо снижает конкурентоспособность российских авиакомпаний в сравнении с западными, так как ВТ России развивается более интенсивно;

- внедрение CORSIA приведет к оттоку средств из российской экономики, поскольку в стране отсутствует система торговли выбросами, и авиакомпании будут вынуждены приобретать углеродные единицы за рубежом.

На 41-й сессии ассамблеи ИКАО Россия вновь выступила против CORSIA, а также против глобальной долгосрочной желательной цели ИКАО [20].

Дополнительным фактором, позволившим России занять жёсткую позицию в отношении CORSIA, стали беспрецедентные односторонние ограничения, введённые в 2022 году рядом государств – членов ИКАО в отношении международного воздушного сообщения с Россией.

Хотя позицию России отчасти продолжает поддерживать Китай, можно ожидать, что после восстановления международных отношений Россия не избежит необходимости внедрения CORSIA, если к тому времени не изменится позиция ООН в отношении выбросов парниковых газов.

### **Заключение**

Политика ИКАО, касающаяся вопросов изменения климата, соответствует политике ООН и в целом базируется на одобренных ею целях, механизмах и принципах. Существенное изменение политики ИКАО, очевидно, не может быть достигнуто на отраслевом уровне, а требует серьёзного научного опровержения постулатов, положенных в основу климатической политики ООН.

Поддержка Ассамблеей ИКАО на 41-й сессии дальнейшего внедрения CORSIA и установления долгосрочных желательных целей достижения ГА нулевой нетто-эмиссии углерода к 2050 году подтверждает это.

Россия и Китай на 41-й сессии Ассамблеи ИКАО вновь официально заявили об оговорках в отношении резолюций по CORSIA и глобальным желательным целям ИКАО. Но, вероятно, ГА наших стран всё равно придётся развиваться в условиях повсеместного действия CORSIA, к которой по данным ИКАО уже добровольно присоединились 118 государств мира, а с 2027 года участие в CORSIA станет обязательным для всех.

Если позиция ООН в отношении антропогенных выбросов парниковых газов в ближайшей перспективе не изменится, целесообразно проведение актуализации политики государства в отношении дальнейшего развития российского ВТ и смежных отраслей экономики с учётом ожидаемого расширения области действия CORSIA и дальнейшего роста использования в мировой ГА альтернативных видов топлива. При этом первоочередной задачей остаётся создание в России системы мониторинга выбросов CO<sub>2</sub> российских эксплуатантов ВС, отвечающей требованиям тома IV CORSIA Приложения 16 к Конвенции [1], в том числе в части верификации отчётов авиакомпаний о выбросах. Тем более, что наличие такой системы отчётности отвечает целям Концепции формирования системы мониторинга, отчётности и проверки объёма выбросов парниковых газов в Российской Федерации (утв. распоряжением Правительства РФ от 22.04.2015 №716-р).

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

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

### **Список источников**

1. Конвенция о международной гражданской авиации. Приложение 16. Охрана окружающей среды. Том IV. Система компенсации и сокращения выбросов углерода для международной авиации (CORSIA). Изд. первое. Монреаль: ИКАО, 2018. 130 с.

2. Tracking aviation efficiency, Fact Sheet #3, February 2021. Air Transport Action Group (ATAG), 2021, available at: [https://aviationbenefits.org/media/167475/fact-sheet\\_3\\_tracking-aviation-efficiency-v2.pdf](https://aviationbenefits.org/media/167475/fact-sheet_3_tracking-aviation-efficiency-v2.pdf) (accessed: 30.04.2023).
3. IPCC, 2021: Climate Change 2021: The Physical Science Basis. Contribution of Working Group I to the Sixth Assessment Report of the Intergovernmental Panel on Climate Change. Masson-Delmotte V., P. Zhai, A. Pirani, S. L. Connors, C. Péan, S. Berger, N. Caud, Y. Chen, L. Goldfarb, M. I. Gomis, M. Huang, K. Leitzell, E. Lonnoy, J. B. R. Matthews, T. K. Maycock, T. Waterfield, O. Yelekçi, R. Yu, and B. Zhou (eds.). Cambridge University Press, Cambridge, United Kingdom and New York, NY, USA, 2391 pp.
4. Рамочная конвенция Организации Объединённых наций об изменении климата. ООН, 1992. 31 с.
5. Киотский протокол к Рамочной конвенции Организации Объединённых наций об изменении климата. ООН, 1998. 26 с.
6. ИКАО. Ассамблея – 39-я сессия. Резолюции Ассамблеи. Предварительное издание. Монреаль: ИКАО, 2016. 148 с.
7. Анализ решений САЕР/12 по выработке рекомендаций и стандартов в области эмиссии CO<sub>2</sub>, включая реализацию Системы компенсации и сокращения выбросов углерода для международной авиации (CORSIA): Отчёт о научно-исследовательской работе. Москва: ФГУП ГосНИИ ГА, 2022. 190 с.
8. Innovation for a Green Transition. ICAO 2022 Environmental Report, Montreal, ICAO, 2022, 376 p.
9. ИКАО. Ассамблея – 41-я сессия. Резолюции, принятые Ассамблеей. Предварительное издание. Монреаль: ИКАО, 2022. 204 с.
10. ИКАО Doc 10140. Действующие резолюции Ассамблеи (по состоянию на 4 октября 2019 года). Монреаль: ИКАО, 2020. 396 с.
11. ИКАО. Ассамблея – 37-я сессия. Резолюции Ассамблеи. Предварительный выпуск. Монреаль: ИКАО, 2010. 128 с.
12. ИКАО Doc 10178. Доклад Совещания высокого уровня по вопросу осуществимости долгосрочной желательной цели сокращения эмиссии CO<sub>2</sub> международной авиации (HLM-LTAG). Монреаль: ИКАО, 2022. 52 с.
13. Парижское соглашение. ООН, 2015. 32 с.
14. UNFCCC, Long-term strategies portal. Detailed information on long-term low greenhouse gas emission development strategies of the Parties to the Paris Agreement, available at: <https://unfccc.int/process/the-paris-agreement/long-term-strategies> (accessed 12.12.2022).
15. Комитет ИКАО по охране окружающей среды от воздействия авиации: Доклад об осуществимости долгосрочной желательной цели (LTAG) по сокращению эмиссии CO<sub>2</sub> для международной авиации. Монреаль: ИКАО, 2022. 530 с.
16. Elisabeth van der Sman, Bram Peerlings, Johan Kos, Rogier Lieshout, Thijs Boonekamp. *Destination 2050. A Route To Net Zero European Aviation (NLR-CR-2020-510)*. Royal Netherlands Aerospace Centre, SEO Amsterdam Economics, 2021, 193 p.
17. Waypoint 2050, ATAG Report, Second edition. Air Transport Action Group (ATAG), 2021, available at: [https://aviationbenefits.org/media/167417/w2050\\_v2021\\_27sept\\_full.pdf](https://aviationbenefits.org/media/167417/w2050_v2021_27sept_full.pdf) (accessed: 30.04.2023).
18. Стратегия социально-экономического развития Российской Федерации с низким уровнем выбросов парниковых газов до 2050 года, утв. распоряжением Правительства Российской Федерации от 29 октября 2021 г. № 3052-р. URL: <http://static.government.ru/media/files/ADKkCzp3fWO32e2yA0BhtIpyzWfHaiUa.pdf> (дата обращения: 30.04.2023).
19. Письмо Представительства Российской Федерации при ИКАО Генеральному секретарю ИКАО об оговорках Российской Федерации в отношении текста резолюций 39-2 и 39-3, исх. № 533/16. URL: [https://www.icao.int/Meetings/a39/Documents/Resolutions/Russian\\_Federation\\_ru.pdf](https://www.icao.int/Meetings/a39/Documents/Resolutions/Russian_Federation_ru.pdf) (дата обращения: 02.11.2016).
20. Письмо Представительства Российской Федерации при ИКАО Генеральному секретарю ИКАО об оговорках Российской Федерации в отношении текста резолюций А41-21 и А41-22, исх. № 535/22. URL: [https://www.icao.int/Meetings/a41/Documents/Resolutions/Russia\\_RU.pdf](https://www.icao.int/Meetings/a41/Documents/Resolutions/Russia_RU.pdf) (дата обращения: 31.10.2022).

## References

1. Convention on International Civil Aviation, Annex 16. Environmental Protection, Volume IV. Carbon Offsetting and Reduction Scheme for International Aviation (CORSA), First Edition, Montreal, ICAO, 2018, 120 p.
2. Tracking aviation efficiency, Fact Sheet #3, February 2021. Air Transport Action Group (ATAG), 2021, available at: [https://aviationbenefits.org/media/167475/fact-sheet\\_3\\_tracking-aviation-efficiency-v2.pdf](https://aviationbenefits.org/media/167475/fact-sheet_3_tracking-aviation-efficiency-v2.pdf) (accessed: 30.04.2023).
3. IPCC, 2021: Climate Change 2021: The Physical Science Basis. Contribution of Working Group I to the Sixth Assessment Report of the Intergovernmental Panel on Climate Change. Masson-Delmotte V., P. Zhai, A. Pirani, S. L. Connors, C. Péan, S. Berger, N. Caud, Y. Chen, L. Goldfarb, M. I. Gomis, M. Huang, K. Leitzell, E. Lonnoy, J. B. R. Matthews, T. K. Maycock, T. Waterfield, O. Yelekçi, R. Yu, and B. Zhou (eds.). Cambridge University Press, Cambridge, United Kingdom and New York, NY, USA, 2391 p.
4. United Nations Framework Convention on Climate Change, UN, 1992, 25 p.
5. Kyoto Protocol to the United Nations Framework Convention on Climate Change, UN, 1998, 21 p.
6. ICAO. Assembly – 39th Session, Resolutions adopted by the Assembly, Provisional edition, Montreal, ICAO, 2016, 138 p.
7. Analiz reshenij CAEP/12 po vyrabotke rekomendatsij i standartov v oblasti ehmissii CO<sub>2</sub>, vklyuchaya realizatsiyu Sistemy kompensatsii i sokrashcheniya vybrosov ugleroda dlya mezhdunarodnoj aviatsii (CORSA), Otchet o nauchno-issledovatel'skoj rabote, Moscow, GosNII GA Publ., 2022, 190 p. (In Russ.)
8. Innovation for a Green Transition. ICAO 2022 Environmental Report, Montreal, ICAO, 2022, 376 p.
9. ICAO. Assembly – 41st Session, Resolutions adopted by the Assembly, Provisional edition, Montreal, ICAO, 2022, 176 p.
10. ICAO Doc 10140. Assembly Resolutions in force (as of 4 October 2019), Montreal, ICAO, 2020, 346 p.
11. ICAO. Assembly – 37th Session, Resolutions adopted by the Assembly, Provisional edition, Montreal, ICAO, 2010, 106 p.
12. ICAO Doc 10178. Report of the High-Level Meeting on the Feasibility of a Long-term Aspirational Goal for International Aviation CO<sub>2</sub> Emissions Reductions (HLM-LTAG), Montreal, ICAO, 2022, 48 p.
13. Paris Agreement, UN, 2015, 27 p.
14. UNFCCC, Long-term strategies portal. Detailed information on long-term low greenhouse gas emission development strategies of the Parties to the Paris Agreement, available at: <https://unfccc.int/process/the-paris-agreement/long-term-strategies> (accessed 12.12.2022).
15. ICAO Committee on Aviation Environmental Protection, Report on the Feasibility of a Long-term Aspirational Goal (LTAG) for International Civil Aviation CO<sub>2</sub> Emission Reductions, Montreal, ICAO, 2022, 524 p.
16. Elisabeth van der Sman, Bram Peerlings, Johan Kos, Rogier Lieshout, Thijs Boonekamp. *Destination 2050. A Route To Net Zero European Aviation (NLR-CR-2020-510)*. Royal Netherlands Aerospace Centre, SEO Amsterdam Economics, 2021, 193 p.
17. Waypoint 2050, ATAG Report, Second edition. Air Transport Action Group (ATAG), 2021, available at: [https://aviationbenefits.org/media/167417/w2050\\_v2021\\_27sept\\_full.pdf](https://aviationbenefits.org/media/167417/w2050_v2021_27sept_full.pdf) (accessed: 30.04.2023).
18. Strategiya sotsial'no-ehkonomicheskogo razvitiya Rossijskoj Federatsii s nizkim urovnem vybrosov parnikovyx gazov do 2050 goda, utv. Rasporyazheniem Pravitel'stva Rossijskoj Federatsii ot 29 oktyabrya 2021 g. No. 3052-p, available at: <http://static.government.ru/media/files/ADKkCzp3fWO32e2yA0BhtIpyzWfHaiUa.pdf> (accessed: 30.04.2023). (In Russ.)
19. Pis'mo Predstavitel'stva Rossijskoj Federatsii pri ICAO General'nomu sekretaryu ICAO ob ogovorkax Rossijskoj Federatsii v otnoshenii teksta rezolyucij 39-2 i 39-3, iskh. № 533/16, Montréal, available at: [https://www.icao.int/Meetings/a39/Documents/Resolutions/Russian\\_Federation\\_ru.pdf](https://www.icao.int/Meetings/a39/Documents/Resolutions/Russian_Federation_ru.pdf) (accessed: 02.11.2016).
20. Pis'mo Predstavitel'stva Rossijskoj Federatsii pri ICAO General'nomu sekretaryu ICAO ob ogovorkax Rossijskoj Federatsii v otnoshenii teksta rezolyucij A41-21 i A41-22, iskh. № 535/22, Montréal, available at: [https://www.icao.int/Meetings/a41/Documents/Resolutions/Russia\\_RU.pdf](https://www.icao.int/Meetings/a41/Documents/Resolutions/Russia_RU.pdf) (accessed: 31.10.2022).

### Информация об авторах

**Самойлов Игорь Анатольевич**, кандидат технических наук, начальник отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, [aviamarket@gosniiga.ru](mailto:aviamarket@gosniiga.ru)

**Лесничий Игорь Владимирович**, кандидат экономических наук, заместитель начальника отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, [aviamarket@gosniiga.ru](mailto:aviamarket@gosniiga.ru)

**Самойлов Владислав Игоревич**, кандидат экономических наук, старший научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, [aviamarket@gosniiga.ru](mailto:aviamarket@gosniiga.ru)

**Кипчарский Дмитрий Анатольевич**, старший научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, [aviamarket@gosniiga.ru](mailto:aviamarket@gosniiga.ru)

### Authors information

**Samoylov Igor A.**, Candidate of Sciences (Engineering), Head of Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, [aviamarket@gosniiga.ru](mailto:aviamarket@gosniiga.ru)

**Lesnichiy Igor V.**, Candidate of Sciences (Economics), Deputy Head of Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, [aviamarket@gosniiga.ru](mailto:aviamarket@gosniiga.ru)

**Samoylov Vladislav I.**, Candidate of Sciences (Economics), Senior Research Fellow, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, [aviamarket@gosniiga.ru](mailto:aviamarket@gosniiga.ru)

**Kipcharskiy Dmitriy A.**, Senior Research Fellow, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, [aviamarket@gosniiga.ru](mailto:aviamarket@gosniiga.ru)

*Статья поступила в редакцию 20.02.2023; одобрена после рецензирования 28.04.2023; принята к публикации 12.05.2023.  
The article was submitted 20.02.2023; approved after reviewing 28.04.2023; accepted for publication 12.05.2023.*

Научная статья

УДК 656.7.072.51:371.693

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ВЕРОЯТНОЙ РЕАЛИЗАЦИИ АКТА НЕЗАКОННОГО ВМЕШАТЕЛЬСТВА В АЭРОПОРТУ И ЕГО НЕЙТРАЛИЗАЦИИ

В. В. ЮДАЕВ, А. А. ГЛАДКИХ, Т. Г. УЛАСЮК

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

**Аннотация.** В статье рассматриваются вопросы моделирования процесса возможной реализации акта незаконного вмешательства (АНВ) в аэропорту и его нейтрализации силами сотрудников службы авиационной безопасности (САБ). Задача подготовки персонала САБ, способного эффективно действовать в сложных ситуациях, связанных с угрозой совершения АНВ и при отсутствии или недостаточной информации о событии и его последствиях, является актуальной для транспортных систем страны в современных условиях. Это требует применения новых эффективных технологий обучения специалистов САБ, основанных на компьютерном моделировании прогнозируемых ситуаций развития негативных событий. Предложенная и реализованная в программной среде CPN Tools имитационная модель позволяет наглядно отображать пространственно-временные характеристики системы «система безопасности – нарушитель» в процессе возможной реализации АНВ в аэропорту и его нейтрализации. Детализируя все протекающие процессы, задавая время выполнения отдельных операций, связанных с действиями сотрудников САБ при нейтрализации АНВ, используя атрибут «время задержки» переходов, модель даёт возможность оценивать эффективность процесса функционирования САБ при нейтрализации АНВ, в первую очередь, связанную с её временными характеристиками с учётом приведения аэропорта в различные уровни безопасности.

**Ключевые слова:** авиационная безопасность, акт незаконного вмешательства, моделирующая среда, моделирование, объект транспортной инфраструктуры, транспортное средство, транспортные системы страны, угроза, уязвимость, сети Петри

**Для цитирования:** Юдаев В. В., Gladkikh A. A., Ulasyuk T. G. Моделирование процесса вероятной реализации акта незаконного вмешательства в аэропорту и его нейтрализации // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 42. С. 118–125.

## MODELING THE PROCESS OF PROBABLE IMPLEMENTATION OF AN ACT OF UNLAWFUL INTERFERENCE IN AN AIRPORT AND ITS NEUTRALIZATION

V. V. YUDAEV, A. A. GLADKIKH, T. G. ULASYUK

*Ulyanovsk Civil Aviation Institute, Ulyanovsk, Russia*

**Abstract.** The article discusses the issues of modeling the process of the possible implementation of an act of unlawful interference (ANI) at the airport, and its neutralization by the forces of aviation security service (ASS). The task of training ASS personnel who are able to act effectively in complex situations associated

with the threat of an ANI and in the absence or insufficient information about the event and its consequences is more relevant than ever in modern conditions for transport systems of the country. This requires the use of new effective technologies for training ASS specialists, based on computer modeling of predictable situations for the development of negative events. The simulation model proposed and implemented in the CPN Tools software environment makes it possible to visually display the spatio-temporal characteristics of the "security system - intruder" system in the process of possible implementation of ANI at the airport and its neutralization. By detailing all ongoing processes, setting the execution time for individual operations related to the actions of the ASS employees during the neutralization of the ANI, using the attribute "delay time" of transitions, the model makes it possible to evaluate the efficiency of the operation of the ASS during the neutralization of the AE, primarily related to its time characteristics with considering bringing the airport to different levels of security.

**Keywords:** aviation security, act of unlawful interference, modeling environment, modeling, transport infrastructure object, vehicle, transport systems of the country, threat, vulnerability, Petri nets

**For citation:** Yudaev V. V., Gladkikh A. A., Ulasjuk T. G. Modeling the process of probable implementation of an act of unlawful interference in an airport and its neutralization, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 42, pp. 118–125. (In Russ.)

## Введение

Разработка системы обеспечения безопасности аэропорта основана на учёте характеристик и особенностей конкретного аэропорта. К ним относят: прогнозируемые потенциальные угрозы; модель нарушителя; укомплектованность аэропорта техническими средствами обеспечения авиационной безопасности; их вероятностные характеристики по обнаружению нарушителя; планируемые и отработанные варианты тактики действий сил охраны; временные параметры, связанные с преодолением нарушителем физических барьеров; время реакции сил охраны.

Функционирование системы обеспечения безопасности аэропорта организовано с учётом конфликта интересов «система безопасности – нарушитель». Эта конфликтная ситуация происходит в условиях неопределённости, связанной в первую очередь с полным или частичным отсутствием информации о целях потенциального нарушителя, его стратегии и тактике.

Специфика работы САБ требует от сотрудников не столько теоретических знаний, сколько практических навыков и умений, позволяющих своевременно распознавать угрозы в адрес объектов воздушного транспорта и предпринимать ответные меры. При этом правильность принятия решений, быстрота и эффективность действий напрямую зависят от уровня подготовки специалиста САБ. Для выработки этих навыков применяется система обучения с использованием компьютерных технологий. Данная система может представлять собой комбинацию компьютерных учебных занятий с моделированием реальной ситуации.

В этом случае целесообразно иметь возможность получать данные о развитии чрезвычайных ситуаций на объектах транспортной инфраструктуры (ОТИ) и транспортных средствах (ТС) аэропорта для принятия превентивных мер защиты. Эти данные могут быть получены по результатам моделирования поведения систем, обладающих при возникновении АНВ рядом трудно формализуемых характеристик.

В настоящее время при моделировании сложных организационно-технических систем всё большее применение находят сети Петри [1–5].

Сеть Петри – инструмент для моделирования динамических дискретных асинхронных систем. Теория сетей Петри позволяет моделировать систему математическим представлением её в виде двудольного ориентированного мультиграфа, анализ которого помогает получить важную информацию о её структуре и динамическом поведении.

Существуют три эквивалентных способа задания сети Петри: аналитический, графический и матричный.

Построение моделей систем в виде сетей Петри связано с выполнением ряда действий, таких как [6]:

- описание моделируемых процессов (явлений), совершающихся в системе, множеством событий и условий, которыми эти события определяются, а также причинно-следственными отношениями, устанавливаемыми на множестве «события – условия»;

- определение событий – действий, последовательность наступления которых управляется состояниями системы и которые задаются множеством условий, причём только их выполнение обеспечивает возможность наступления событий, а наступление события обеспечивает выполнение других условий.

В сетях Петри условия отображаются позициями, а события – переходами. Последовательная реализация событий в моделируемой системе отображается в сети Петри в виде последовательного срабатывания её переходов. Элементами сети Петри являются позиции, переходы, дуги и фишки. Дуги соединяют только вершины противоположных типов: позицию с переходом и переход с позицией. Фишки находятся внутри позиций и при срабатывании переходов перемещаются в сети. Переход разрешён (возбуждён), если в каждой из его входных позиций находятся фишки в количестве не меньше, чем число дуг, соединяющих эту позицию с данным переходом. Из множества разрешённых срабатывает произвольный переход. Для управления последовательностью срабатывания переходов вводятся приоритеты. При срабатывании перехода из всех его входных позиций удаляются фишки с учётом кратности дуг и помещаются в выходные позиции (с учётом кратности дуг). Срабатывание перехода происходит мгновенно.

Сеть Петри описывает множество различных допустимых вариантов поведения моделируемых систем.

Построение диаграммы состояний сети позволяет выявить наличие возможных тупиков сети, то есть убедиться, что структура сети не содержит элементов, не участвующих в её работе.

Математический аппарат сетей Петри и их применение в моделировании подробно описаны в [6–9].

### Построение модели с использованием сетей Петри

Построим сеть Петри, моделирующую процесс возникновения чрезвычайной ситуации, связанной с попыткой реализации АНВ на ОТИ и ТС в аэропорту (рис. 1) и его нейтрализацию сотрудниками САБ (рис. 2). Аналитически данная маркированная сеть Петри может быть представлена в следующем виде [1, 2]:

$$C = (P, T, I, O, H, M_0),$$

где  $P$  – непустое конечное множество позиций;  $T$  – непустое конечное множество переходов (множества  $P$  и  $T$  не пересекаются:  $P \cap T = \emptyset$ );  $I: P \times T \rightarrow N_0$  – входная функция переходов;  $O: P \times T \rightarrow N_0$  – выходная функция переходов;  $H$  – множество ингибиторных дуг.

При этом  $P_h = \{p_h | (p_h, t) \in H\}$  – множество ингибиторных позиций,  $p_h \in P_h$ ;  $M_0$  – начальная маркировка сети;  $N_0 = \{0, 1, 2, \dots\}$  – множество натуральных чисел и ноль.

Для удобства представления данной сети Петри используется матричный подход, который основывается на её описании матрицами  $D^-$ ,  $D^+$  и  $D$  [3].

Матрица  $D^-$  представляет входную функцию сети (матрица инцидентий дуг, входящих в переходы), матрица  $D^+$  – выходную функцию сети (матрица инцидентий дуг, выходящих из переходов), а  $D$  – матрица изменений (матрица инцидентий сети Петри). Каждая матрица имеет  $m$  строк (по одной на переход) и  $n$  столбцов (по одному на позицию). Для данной сети Петри матрицы  $D^-$  и  $D^+$  представлены в табл. 1 и табл. 2.

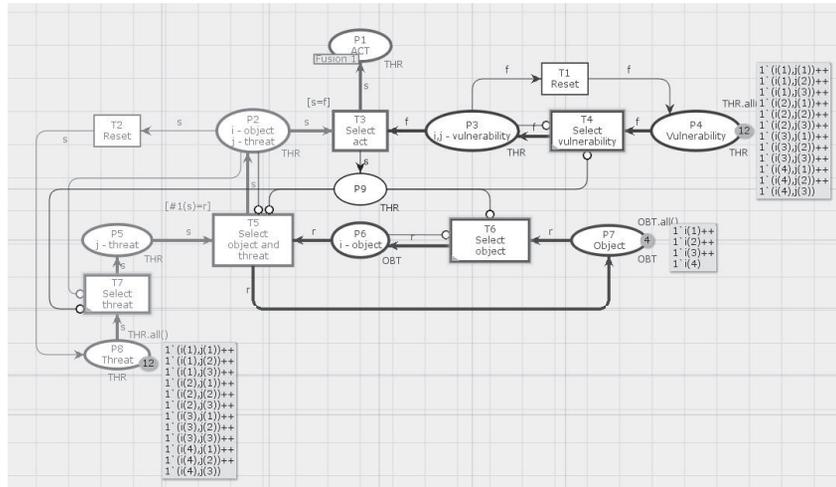


Рис. 1. Модель процесса возможной реализации АНВ на ОТИ и ТС

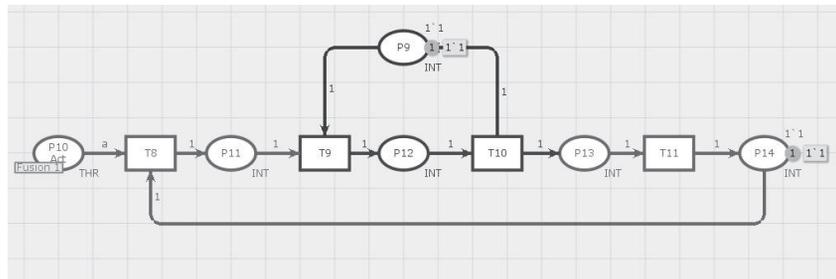


Рис. 2. Модель процесса нейтрализации АНВ

Таблица 1

Матрица, представляющая входную функцию сети Петри: 0 – дуга отсутствует; 1 – наличие дуги; -1 – наличие ингибиторной дуги

	P1	P2	P3	P4	P5	P6	P7	P8	P9	P10	P11	P12	P13	P14
T1	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
T2	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
T3	0	1	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
T4	0	0	-1	1	0	0	0	0	-1	0	0	0	0	0
T5	0	-1	0	0	1	1	0	0	-1	0	0	0	0	0
T6	0	0	0	0	0	-1	1	0	-1	0	0	0	0	0
T7	0	-1	0	0	0	0	0	1	-1	0	0	0	0	0
T8	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	1
T9	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	1	0	0	0
T10	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0
T11	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0

**Таблица 2**

Матрица, представляющая выходную функцию сети Петри: 0 – дуга отсутствует; 1 – наличие дуги

	P1	P2	P3	P4	P5	P6	P7	P8	P9	P10	P11	P12	P13	P14
T1	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
T2	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0
T3	1	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0
T4	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
T5	0	1	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0
T6	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0
T7	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0
T8	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0
T9	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0
T10	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	1	0
T11	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1

Матрица инцидентий сети Петри определяется выражением:

$$D = D^+ - D^-.$$

Элементы матриц  $D^-$ ,  $D^+$  и  $D$  определяются по формулам:

$$d_{ij}^- = I(p_i, t_j); \quad d_{ij}^+ = O(t_j, p_i); \quad d_{ij} = O(t_j, p_i) - I(p_i, t_j),$$

где значение  $I(p_i, t_j)$  определяется кратностью дуг от позиции  $p_i$  до перехода  $t_j$ , а значение функции  $O(t_j, p_i)$  определяется кратностью дуг от перехода  $t_j$  до позиции  $p_i$ .

Зная исходную маркировку  $m_0$  сети и вектор запуска переходов  $x$ , число элементов в котором равно числу переходов, а значение каждого элемента определяется количеством запусков соответствующего перехода в процессе выполнения сети, можно определить результирующую маркировку  $m_1$  по формуле [3]:

$$m_1 = m_0 + x \times D.$$

В качестве программной среды для моделирования заданной сети Петри применяется программа *CPN Tools*, в которой используются иерархические временные раскрашенные (цветные) сети Петри.

Понятие раскрашенной (цветной) сети Петри использует различные типы фишек, которые представляют абстрактные типы данных. Временные сети Петри используют понятие модельного времени для отображения продолжительности действий в элементах моделируемой системы. Иерархические сети позволяют строить сложные модели, в которых элемент сети может быть представлен другой сетью.

Для проведения имитационного моделирования представим данную модель в виде композиции двух сетей Петри (страниц в *CPN Tools*):

- первая сеть Петри (рис. 1) моделирует процесс возникновения чрезвычайной ситуации, связанной с попыткой реализации АНВ на ОТИ и ТС в аэропорту;
- вторая сеть Петри (рис. 2) моделирует процесс нейтрализации АНВ силами сотрудников САБ.

Для объединения сетей используем слияние позиций. При этом позиции множества слияния дополняются тегом слияния с одним и тем же именем.

Действия нарушителя по попытке реализации АНВ сводятся к следующему:

- выбрать объект для осуществления АНВ;
- выбрать вид АНВ для данного ОТИ или ТС;
- провести соответствующую подготовку;
- выбрать время и начать реализацию.

При этом действия системы защиты заключаются в необходимости находиться в постоянной готовности к отражению потенциально возможных на данном объекте АНВ.

АНВ становится возможным, если существует его угроза и при этом есть уязвимость в системе безопасности ОТИ к этой угрозе.

Задавая значения  $n$  – количество критических объектов в аэропорту;  $m$  – количество возможных потенциальных угроз для этих объектов в области меню во вкладке настройки программы, получаем в позиции P7 (рис. 1) соответственно количество критических элементов, а в позициях P8 все возможные угрозы и в P4 – все возможные уязвимости к ним.

Переходы срабатывают произвольным образом, что соответствует случайному по времени характеру существования угрозы для конкретного ОТИ и наличию возможной уязвимости к нему.

Как только произойдёт совпадение во времени наличия угрозы конкретному ОТИ и существования уязвимости на нём, для этой угрозы может начаться АНВ (позиция P1 рис. 1).

Далее (рис. 2) при готовности сотрудников САБ к отражению АНВ (наличие фишки в позиции P9) начнётся нейтрализация АНВ. И после её окончания система перейдёт в исходное состояние.

Задавая время выполнения операций при моделировании, используя атрибут «время задержки» перехода, можно анализировать временные характеристики процесса нейтрализации АНВ.

## Заключение

В статье представлена математическая модель процесса вероятной реализации АНВ в аэропорту и его нейтрализации сотрудниками САБ, выполненная с помощью аппарата сетей Петри и реализованная в специальной моделирующей среде *CPN Tools*. Разработанная модель позволяет осуществлять адекватное пространственно-временное отображение развития ситуации на ОТИ или ТС, связанной с действиями нарушителя, направленными на реализацию АНВ и нанесение ущерба аэропорту.

Модель позволяет определять возможные варианты развития событий, связанных с реализацией АНВ на ОТИ или ТС аэропорта, в том числе с учётом его характерных особенностей. Поэтому в ходе подготовки персонала к отражению подобных атак необходимо целенаправленно готовить сотрудников службы безопасности в том числе и к неожиданным вариантам развития событий.

Направлением дальнейших исследований в этой области будет являться применение нечётких сетей Петри для моделирования процессов обеспечения авиационной безопасности аэропорта путём их детализации.

Созданию разнообразных связей между вершинами сети Петри может способствовать метод морфологического синтеза, позволяющий найти и систематизировать все возможные способы построения сети, имеющей данное функциональное назначение.

**Конфликт интересов.** Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.  
**Conflict of interest.** The authors declare no conflict of interest.

### СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. Dejan Gradisar, Gasper Music. Petri-net modelling for batch production, *IFAC Proceedings Volumes*, 2013, vol. 46, no. 9, pp. 1566–1571.
2. Zelin Li, Shihai Wang, Tingdi Zhao, Bin Liu. A hazard analysis via an improved timed colored petri net with time-space coupling safety constraint, *Chinese Journal of Aeronautics*, 2016, vol. 29, no. 4, pp. 1027–1041.
3. Perica Strbac, Gradimir V. Milovanovic. Upgraded Petri net model and analysis of adaptive and static arithmetic coding, *Mathematical and Computer Modelling*, 2013, vol. 58, no. 7-8, pp. 1548–1562.
4. Kabashkin Igor. Modelling of Regional Transit Multimodal Transport Accessibility with Petri Net Simulation, *Procedia Computer Science*, 2015, vol. 77, pp. 151–157.
5. Ondrej Nyvlt, Stein Haugen, Lukas Ferkl. Complex accident scenarios modelled and analysed by Stochastic Petri Nets, *Reliability Engineering & System Safety*, 2015, vol. 142, pp. 539–555.
6. Блюмин С. Л., Шмырин А. М., Седых И. А., Филоненко В. Ю. Окрестностное моделирование сетей Петри: монография. Липецк: ЛЭГИ, 2010. 124 с.
7. Питерсон Дж. Теория сетей Петри и моделирование систем: Пер. с англ. Москва: Мир, 1984. 264 с.
8. Котов В. Е. Сети Петри. Москва: Наука, 1984. 160 с.
9. Murata T. Petri Nets: Properties, Analysis and Applications, *Proceedings of IEEE*, 1989, vol. 77, no. 4, pp. 541–580.
10. Зубков Б. В., Юдаев В. В., Вербицкий Ю. А. Подход к оценке эффективности функционирования службы авиационной безопасности авиапредприятия с использованием сетей Петри // Научный вестник МГТУ ГА. 2015. № 218(8). С. 71–75.

### References

1. Dejan Gradisar, Gasper Music. Petri-net modelling for batch production, *IFAC Proceedings Volumes*, 2013, vol. 46, no. 9, pp. 1566–1571.
2. Zelin Li, Shihai Wang, Tingdi Zhao, Bin Liu. A hazard analysis via an improved timed colored petri net with time-space coupling safety constraint, *Chinese Journal of Aeronautics*, 2016, vol. 29, no. 4, pp. 1027–1041.
3. Perica Strbac, Gradimir V. Milovanovic. Upgraded Petri net model and analysis of adaptive and static arithmetic coding, *Mathematical and Computer Modelling*, 2013, vol. 58, no. 7-8, pp. 1548–1562.
4. Kabashkin Igor. Modelling of Regional Transit Multimodal Transport Accessibility with Petri Net Simulation, *Procedia Computer Science*, 2015, vol. 77, pp. 151–157.
5. Ondrej Nyvlt, Stein Haugen, Lukas Ferkl. Complex accident scenarios modelled and analysed by Stochastic Petri Nets, *Reliability Engineering & System Safety*, 2015, vol. 142, pp. 539–555.
6. Blyumin S. L., Shmyrin A. M., Sedykh I. A., Filonenko V. Yu. *Okrestnostnoe modelirovanie setei Petri: monografiya [Neighboring modeling of Petri nets: monograph]*, Lipetsk, LEGI publ., 2010, 124 p. (In Russ.)
7. Piterson J. *Teoriya setej Petri i modelirovanie sistem [Petri net theory and the modeling of systems]*, Moscow, Mir publ., 1984, 264 p. (In Russ.)
8. Kotov V. E. *Seti Petri [Petri nets]*, Moscow, Nauka publ., 1984, 160 p. (In Russ.)
9. Murata T. Petri Nets: Properties, Analysis and Applications, *Proceedings of IEEE*, 1989, vol. 77, no. 4, pp. 541–580.
10. Zubkov B. V., Yudaev V. V., Verbitskiy Yu. A. The approach to the assessment of the effectiveness of the aviation security service of airlines using Petri nets, *Civil Aviation High Technologies*, 2015, no. 218(8), pp. 71–75. (In Russ.)

### **Информация об авторах**

**Юдаев Вячеслав Владимирович**, старший преподаватель кафедры, Ульяновский институт гражданской авиации имени Главного маршала авиации Б. П. Бугаева, Ульяновск, Россия, [uyv2210@mail.ru](mailto:uyv2210@mail.ru)

**Гладких Анатолий Афанасьевич**, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры, Ульяновский институт гражданской авиации имени Главного маршала авиации Б. П. Бугаева, Ульяновск, Россия, [a\\_gladkikh@mail.ru](mailto:a_gladkikh@mail.ru)

**Уласюк Татьяна Георгиевна**, старший преподаватель, аспирант кафедры, Ульяновский институт гражданской авиации имени Главного маршала авиации Б. П. Бугаева, Ульяновск, Россия, [tgu-7@yandex.ru](mailto:tgu-7@yandex.ru)

### **Authors information**

**Yudaev Vyacheslav V.**, Senior Lecturer at the Department of Aviation Security, Ulyanovsk Civil Aviation Institute, Ulyanovsk, Russia, [oabuvauga@mail.ru](mailto:oabuvauga@mail.ru)

**Gladkikh Anatolij A.**, Doctor of Sciences (Engineering), Professor, Professor at the Department, Ulyanovsk Civil Aviation Institute, Ulyanovsk, Russia, [a\\_gladkikh@mail.ru](mailto:a_gladkikh@mail.ru)

**Ulasyuk Tatyana G.**, Senior Lecturer, Postgraduate Student at the Department, Ulyanovsk Civil Aviation Institute, Ulyanovsk, Russia, [tgu-7@yandex.ru](mailto:tgu-7@yandex.ru)

*Статья поступила в редакцию 29.01.2023; одобрена после рецензирования 28.04.2023; принята к публикации 12.05.2023.*

*The article was submitted 29.01.2023; approved after reviewing 28.04.2023; accepted for publication 12.05.2023.*

Научная статья  
УДК 629.7.05

## БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛНОСТЬЮ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО САМОЛЁТА ПО ХАРАКТЕРИСТИКАМ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОЙ СОВМЕСТИМОСТИ

С. М. МУСИН<sup>1</sup>, А. В. ЛЕВИН<sup>2</sup>

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

<sup>2</sup> Научно-производственное объединение НаукаСофт, Москва, Россия

**Аннотация.** Рассматривается обеспечение безопасности полётов полностью электрического самолёта с учётом практики эксплуатации серийных полностью электрических самолётов типа Alpha Velis Electro (Словения) и eFlyer 2 (США). Влияние электромагнитной совместимости бортового оборудования на безопасность полётов оценивалось по видам и параметрам электропитания, по мощности и энергетическим показателям, по качеству электроэнергии, по показателям надёжности системы электроснабжения и бортового оборудования в целом, по производственно-эксплуатационным показателям и по конструктивным параметрам бортового оборудования. Процесс оценки безопасности включает: оценку функциональной опасности, предварительную оценку безопасности системы, оценку безопасности системы. Итоговыми результатами по этапам оценки безопасности системы являются её функции, опасность и последствия. Верификация безопасности полностью электрического самолёта согласно Авиационным правилам (часть 25) показала, что вследствие того, что системы, отвечающие в аварийной ситуации за безопасное завершение полёта, по электромагнитной совместимости имеют характеристики, не отвечающие заданным нормативным требованиям, самолёт в целом не соответствует требованиям указанных правил. Статья подготовлена по результатам анализа практики эксплуатации и испытаний полностью электрических беспилотных летательных аппаратов с электрическим двигателем Научно-производственным объединением «НаукаСофт».

**Ключевые слова:** электрический самолёт, электрифицированный самолёт, электромагнитная совместимость, электрическая силовая установка, транспортные системы страны, безопасность полётов, бортовое оборудование

**Для цитирования:** Мусин С. М., Левин А. В. Безопасность полностью электрического самолёта по характеристикам электромагнитной совместимости // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 42. С. 126–135.

## SAFETY COMPLETELY THE ELECTRIC PLANE UNDER CHARACTERISTICS OF ELECTROMAGNETIC COMPATIBILITY

S. M. MUSIN<sup>1</sup>, A. V. LEVIN<sup>2</sup>

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

<sup>2</sup> Scientific and Production Association NaukaSoft, Moscow, Russia

**Abstract.** Problems of a safety of flights completely the electric plane and its technical shape in view of practice of operation serial completely electric planes of type Alpha Velis Electro (Slovenia) and eFlyer 2 (USA) are considered. Electromagnetic compatibility of functioning of the onboard equipment concerning safety of flights was estimated by kinds and parameters of power supplies, on capacity and power parameters, on quality of the

electric power, on parameters of reliability of system of electrosupply and the onboard equipment as a whole, on industrial-operational parameters and on design data of the onboard equipment. Process of an estimation of safety includes: an estimation of functional danger, a tentative estimation of safety of system, an estimation of safety of system. Final results on evaluation stages are functions, danger, consequences. Safety verification of a fully electric aircraft in accordance with the Aviation Rules (part 25) showed that due to the fact that the systems responsible for the safe completion of the flight in an emergency situation, according to electromagnetic compatibility, have characteristics that do not meet the specified regulatory requirements, the aircraft as a whole does not meet the requirements of the specified rules. Clause is prepared by results of the analysis of practice of operation and tests completely electric pilotless flying devices on electric draft Scientific and Production Association NaukaSoft.

**Keywords:** electric the self-years, electrified self-years, electromagnetic compatibility, an electric power-plant, safety of flights, the onboard equipment, transport system

**For citation:** Musin S. M., Levin A. V. Safety completely the electric plane under characteristics of electromagnetic compatibility, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 42, pp. 126–135. (In Russ.)

## Введение

В настоящее время концепции полностью электрического самолёта (ПЭС) и более электрического самолёта, системное представление потребных свойств самолёта с количественной оценкой каждого из них отдельно и в совокупности развиваются в следующих направлениях [1]:

- повышение уровня электрификации самолётов путём замены гидравлических и пневматических приводов/узлов/аккумуляторов электрическими;
- создание самолётов авиации общего назначения с электрическим приводом воздушного винта (ЭПВВ) только от электромеханических генераторов электрического тока (Г), электрохимических источников – аккумуляторных батарей (АБ), топливных элементов (ТЭ) и солнечных батарей – панелей (СП);
- гибридный подход, когда двигатель внутреннего сгорания вращает генератор, вырабатывающий электрическую энергию, которая совместно с энергией электрических бортовых АБ поступает на электрический двигатель, приводящий во вращение воздушный винт.

В настоящее время серийно выпускаются самолёты: одноместный планер Alisport Silent Club итальянской компании Alisport – с 1979 года, одноместный самолёт Alpha Velis Electro компании Pipistrel (Словения) – с 2015 года (сертификат EASA CL-LSA с 2020 года), двухместный американский самолёт eFlyer 2 компании Bye Aerospace – с 2020 года. В России с 2021 года проходит испытания экспериментальный ПЭС на базе двухместного самолёта Сигма-4 (производитель ЦИАМ).

## Постановка задачи

Необходимо количественно и качественно оценить безопасность полётов ПЭС исходя из характеристик электромагнитной совместимости (ЭМС) его бортового оборудования.

ЭМС оценивается по видам и параметрам электропитания, по мощности и энергетическим показателям, по качеству электроэнергии, по показателям надёжности бортового оборудования, по производственно-эксплуатационным показателям и по конструктивным параметрам бортового оборудования.

Процесс оценки безопасности включает:

- определение режимов функционирования и их проверку на соответствие нормам лётной годности (осуществляется качественно – при разработке воздушного судна и количественно – при его сертификации);

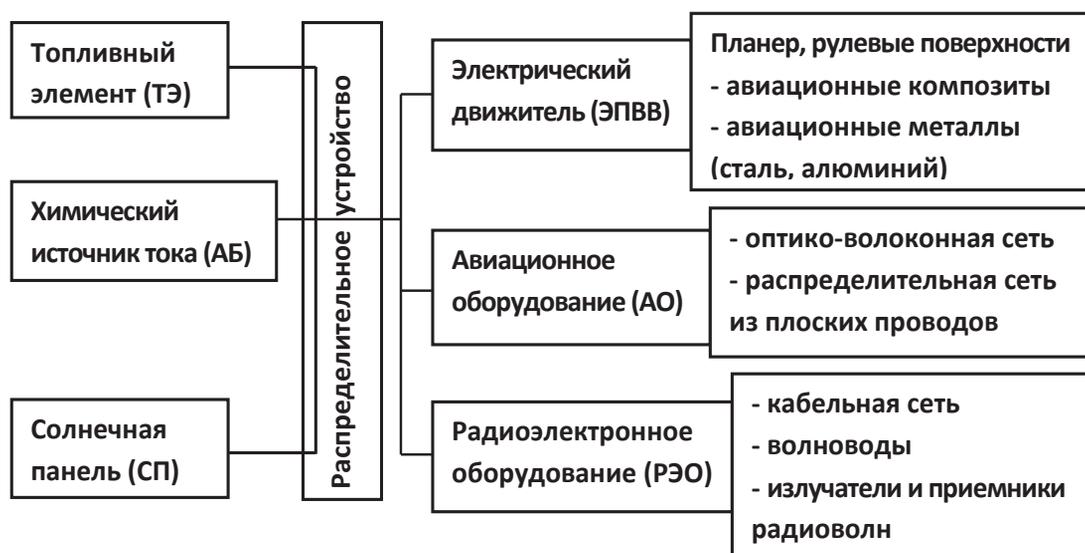
- оценку функциональной опасности, предварительную оценку безопасности системы, оценку безопасности системы.

Итоговыми результатами по этапам оценки являются функции системы, опасность, последствия и классификация опасностей по функциям [2–4].

Оценка функциональной опасности проводится в начале цикла разработки самолёта/системы. Она позволяет определить и классифицировать отказные состояния, связанные с функциями самолёта и комбинациями этих функций. Такая классификация отказных состояний устанавливает цели по обеспечению безопасности.

### Методика исследования

Реализация концепции ПЭС предусматривает, что бортовое оборудование в составе авиационного оборудования (АО) и радиоэлектронного оборудования (РЭО) представляет собой совокупность электромеханических, преобразовательных устройств и систем, систем генерирования и распределения электрической энергии, информационных систем и их сетей, радиоэлектронных и радиолокационных систем и их кабельных и волноводных сетей (рисунок). Указанные системы, за исключением системы генерирования электроэнергии, работают в импульсно-периодическом режиме, что увеличивает вероятность появления отказных состояний бортовых систем самолёта, связанных с ЭМС по кондуктивным цепям, электромагнитным и магнитным полям и волнам.



Структурная схема бортового оборудования ПЭС

Источниками внутрибортовых межсистемных электромагнитных помех (ЭМП) и импульсных электромагнитных воздействий (ИЭМВ) на летательном аппарате (ЛА) являются: коммутационные процессы в цепях первичного и вторичного электропитания, работа в режиме ключа силовых полупроводниковых радиоэлементов и электронных приборов, работа существенно нелинейных пассивных элементов (с резким насыщением, релейных); непредвиденные пробой изоляции или коронирование проводов; переменные токи в силовых цепях питания; процессы зарядки и разрядки ёмкостных накопителей энергии; колебательные процессы в контурах передающих антенн или в непреднамеренных (паразитных) контурах; потери устойчивости энергосистем; выгорание плавких предохранителей и некоторые другие [5].

Генерируемые при этих процессах ЭМП и ИЭМВ могут быть периодическими, однократными или редко повторяющимися, а формы их проявления и распространения – кондуктивными (гальваническими), электро- и магнитоиндукционными (полевыми) и электромагнитно-

волновыми. Возникновение кондуктивных ЭМП и ИЭМВ тесно связано с процессами снижения качества электроэнергии и информационных сигналов. Нарушения режимов работы аппаратуры из-за возмущающих влияний ЭМП и ИЭМВ могут быть обратимыми (восстанавливаемыми самопроизвольно или автоматически), необратимыми (аварийными) и условно-обратимыми (восстанавливаемыми после вмешательства извне). Особую опасность представляют кондуктивные ИЭМВ, характеризующиеся относительно высокой интенсивностью.

Кондуктивные помехи распространяются в цепях питания, управления, коммутации, металлизации и в информационных цепях. Средой распространения являются также токопроводящие элементы конструкций – шасси, корпус, экраны, кожух, провода. В проводах токи помех образуются за счёт гальванических и индуктивно-ёмкостных связей и проявляются как напряжение между проводом и корпусом самолёта («несимметричное напряжение помехи»), между двумя проводами («симметричное напряжение помехи») или между точкой среднего потенциала системы проводов и корпусом («общее несимметричное напряжение помехи»).

Процессы генерации, распространения и восприятия индукционных ЭМП и ИЭМВ удобно рассматривать, классифицируя их как возмущения по напряжению (перенапряжение), току (всплески тока) и мощности (импульсы мощности).

Амплитуды напряжённостей электромагнитно-волновых помех по мере проникновения волны вглубь проводящей среды убывают по экспоненте; кроме того, колебания в проводящей среде запаздывают по фазе.

На расстоянии от поверхности проводящей среды  $z = \lambda/2$  вглубь среды проникает только часть ( $e^{-2\pi} \cdot 100 = 0,187\%$ ) энергии, поэтому практически волна с длиной  $\lambda$  затухает на расстоянии  $\lambda/3 \dots \lambda/2$  (медь  $\lambda = 0,059$  см и  $\lambda = 5,9$  см, ферромагнетик  $\lambda = 0,0045$  см и  $\lambda = 0,45$  см соответственно при частотах электромагнитно-волновых помех  $f = 500$  кГц и  $f = 50$  Гц).

Для плоской волны эффективность экранирования  $\mathcal{E}_3$  (в децибелах) определяется по ослаблению составляющих электромагнитного поля – напряжённости электрического поля  $E$  или напряжённости магнитного поля  $H$ :  $\mathcal{E}_3 = 20 \lg(E_1/E_2)$ ;  $\mathcal{E}_3 = 20 \lg(H_1/H_2)$ , где  $E_1$  и  $H_1$  – напряжённости электрического и магнитного полей на внешней поверхности экрана,  $E_2$  и  $H_2$  – напряжённости электрического и магнитного полей на внутренней поверхности экрана. Согласно теории поля:  $\mathcal{E}_3 = R + A + B$ , где  $R$  – потери из-за отражения от внешней поверхности экрана;  $A$  – потери из-за поглощения толщей экрана;  $B$  – потери из-за отражения внутри экрана.

Потери  $R$  велики, если волна имеет высокоимпедансную  $E$ -составляющую, а поверхностное сопротивление экрана мало (медный экран). Наоборот, потери  $R$  незначительны, если волна имеет значительную  $H$ -составляющую и поверхностное сопротивление велико (стальной экран). Магнитное поле при определённых условиях может оказаться согласованным с поверхностным сопротивлением экрана. Например, если экран стальной, и расстояние от источника составляет около 25 мм, то на частоте 30 кГц  $R = 0$  (отражения нет).

Потери поглощения  $A$  в толще экрана пропорциональны  $d \sqrt{f \mu G}$ , (где  $d$  – толщина экрана, мм;  $f$  – частота электромагнитной помехи;  $\mu$  – магнитная проницаемость материала и  $G$  – проводимость материала относительно проводимости меди). Для повышения потерь на очень низких частотах увеличивают  $\mu$ , применяя экраны из железоникелевых (пермаллой, гайперник) и железокобальтовых (пермендюр) сплавов.

Потери внутреннего отражения  $B$  относительно малы и находятся для магнитных экранов в пределах (30–90) дБ, для немагнитных в пределах (10–30) дБ для всех видов поля для частот (1–100) кГц. На частотах ниже 30 МГц (и особенно меньших нескольких мегагерц) применяют только магнитные материалы, на частотах ниже 10 МГц – материалы с высоким или очень высоким  $\mu$ , на частотах выше 30 МГц – медь или алюминий, в том числе и при защите от  $H$ -составляющей.

На практике нельзя обойтись без отверстий в экранах для органов управления, датчиков, индикаторов, сигнальных ламп, вентиляции и т. п., что снижает эффективность экранирования.

Приёмниками ЭМП и ИЭМВ, наиболее критичными к последствиям восприятия, являются электронные устройства, воспринимающие возмущения либо непосредственно, либо через межблочные линии связи.

Наиболее универсальной мерой воздействия ЭМП и ИЭМВ на каждый элемент электронного устройства является поглощаемая этим элементом электромагнитная энергия. Приведённые в литературе предельные значения энергий одиночных импульсов, вызывающих разрушение основных радиоэлектронных элементов, представлены в табл. 1.

Таблица 1

## Энергия разрушения радиоэлементов

Тип радиоэлемента	Энергия разрушения (Дж)
Точечный контактный диод	$0,01-12 \cdot 10^{-6}$
К/МОП-схемы, интегральные схемы	$10^{-6}-10^{-5}$
Маломощные транзисторы	$10^{-5}-10^{-4}$
Сигнальные диоды, транзисторы средней мощности	$10^{-3}-10^{-2}$
Электролитические конденсаторы	$60-1000 \cdot 10^{-4}$
Диоды Зенера, Шотки, резисторы (0, 25 Вт)	$10^{-2}$
Реле, мощные транзисторы	$10^{-2}-10^{-1}$
Силовые транзисторы	$10^{-1}$
Силовые диоды и тиристор	$10^2$

При повторяющейся последовательности импульсов выход элементов электронных устройств из строя происходит при значительно меньшей энергии помехи, как правило, единицы процентов от указанных значений.

С точки зрения восприятия электронными устройствами «паразитной» энергии определить чёткую количественную границу между ЭМП и ИЭМВ трудно. Степень воздействия на кристаллические смесители и детекторы радиолокационных приёмников зависит от полной энергии импульсов помех длительностью менее 10 нс. Энергия помехи величиной (0,1–1,0) мкДж вызывает выгорание полупроводниковых приборов, применяемых в диапазоне частот (1–10) ГГц. Для приборов, работающих на более высоких частотах, уровни энергии выгорания варьируются в пределах (0,01–0,10) мкДж. Уровень воздействия одиночных импульсов длительностью более 10 нс зависит от мощности. Выход из строя приборов, используемых на частотах менее 10 ГГц, происходит обычно при максимальной (импульсной) мощности выше 5 Вт. Приборы, рассчитанные на работу при более высоких частотах, выходят из строя, если уровень импульсной мощности превышает 0,5 Вт. Ухудшение свойств под воздействием последовательности импульсов происходит при существенно более низких мощностях, чем в случае одиночного импульса. Типичный уровень мощности для последовательности импульсов составляет 10 % от мощности одиночного импульса.

Применение распределённой системы микропроцессоров в бортовом оборудовании с развитым программным обеспечением позволило иметь упрощённую гибкую логику (особенно при работе в масштабе реального времени), повышенную надёжность за счёт элементной и программной избыточности. Применение унифицированных каналов и устройств сводит ремонт элементов к их простой замене. При этом легко реализуется встроенный контроль, уменьшается восприимчивость системы к мощным механическим и электромагнитным воздействиям, исключаются многие протяжённые линии передачи информации, уменьшаются наведённые

помехи и, соответственно, ошибки системы. Модульное исполнение допускает простой способ развития системы.

На многих ЛА масса информационно-управляющих проводов составляет около 70 % массы всех проводов [6, 7]. Для уменьшения их количества и массы используют мультиплексирование, передачу информации различного типа по одному каналу связи с её кодированием, а также в качестве информационно-управляющих проводов используют двухпроводный экранированный высокочастотный кабель.

В информационно-управляющие системы ЛА широко внедряются волоконно-оптические линии связи (ВОЛС).

Наименее совершенными в современных оптических системах являются разъёмные соединения, требующие особо тщательной обработки, и оптоэлектрические преобразователи энергии, на долю которых приходится до 60 % потерь энергии в таких системах.

Достоинствами ВОЛС являются: высокая скорость передачи информации; возможность передачи информации на большие расстояния; невосприимчивость к ЭМП; отсутствие электромагнитных излучений в окружающее пространство (высокая степень скрытости); широкая частотная полоса пропускания сигналов; высокая диэлектрическая изоляция, обеспечивающая идеальную электрическую развязку между соединяемыми устройствами; небольшие размеры и масса линии связи; малое потребление энергии; относительно низкая стоимость.

Широко применяются изготовленные из кварцевого легированного стекла волоконные световоды с твёрдой сердцевиной, окружённой твёрдой оболочкой с малым показателем преломления. Оптические потери в таких световодах за счёт поглощения и рассеивания малы и составляют менее 10 дБ/км – в диапазоне длин волн (0,8–1,8) мкм и менее 4 дБ/км – в диапазоне (0,8–0,9) мкм.

При непосредственном соединении источника оптического излучения с волоконным световодом потери на ввод излучения значительно возрастают, поэтому целесообразно подключать источник излучения к световоду с помощью линз. В этом случае необходимо обеспечить точное центрирование линз и световода, что ведёт к увеличению затрат на изготовление ВОЛС.

Применение ТЭ, как самостоятельного источника электрического тока на самолёте, ограничено вследствие наличия у ТЭ значительного внутреннего сопротивления, составляющего не менее 1,5 Ом (никель-кадмиевая батарея имеет внутреннее сопротивление 0,01 Ом). Значительное внутреннее сопротивление элемента не обеспечивает требуемый аварийный режим работы системы электроснабжения (топливный элемент не может отдать за установленное время необходимое количество электричества для парирования аварийной ситуации), а, следовательно – и безопасность полёта.

Кондуктивные электромагнитные помехи – это токи и напряжения в электрических цепях системы распределения электроэнергии, кабелях и волноводах, приборах, устройствах, функциональных системах и в проводящих элементах конструкции самолёта [5].

Электромагнитные и магнитные помехи – это электромагнитные и магнитные поля, создаваемые внутренними – бортовое оборудование и конструкции самолёта, и внешними источниками по отношению к самолёту [5]. Наиболее опасными для ЛА внешними источниками ЭМП являются грозовой разряд в виде импульсного тока (молнии) в атмосфере и сопутствующее ему электромагнитное поле.

Кондуктивные ЭМП распространяются в электрических цепях системы распределения электрической энергии через ёмкостные и индуктивные связи, проникают через электрические соединители приборов и устройств на проводящие дорожки печатных плат и через выводы полупроводниковых приборов и микросхем воздействуют на их внутреннюю структуру и информационные цепи, повреждая электрические элементы, что приводит к ухудшению качества функционирования и/или отказу.

Бортовые кабели и волноводы могут являться источником ЭМП, которые оказывают перекрестное влияние друг на друга.

Воздействие электромагнитных полей на бортовые кабели проявляется путём протекания высокочастотных токов по экрану кабеля.

Электризация композиционных поверхностей (поверхностно-электризационные процессы) вызывается зарядом, образующимся при трении в результате: соприкосновения с частичками веществ (атмосферная влага, пыль) в полёте; трения различных материалов самолёта друг о друга; вибрационных нагрузок (изгиб, растяжение, сжатие, смещение материала); воздействия потоков заряженных частиц средних и высоких энергий ( $0,1-10^5$ ) МэВ, входящих в состав радиационных поясов Земли, солнечных лучей, электростатической индукции (под влиянием грозных облаков и электрического поля между ионосферой и земной поверхностью, газовых разрядов и коронирования острых поверхностей ЛА), электромагнитных полей функционирующего бортового оборудования самолёта.

Поверхностно-электризационные разряды, в отличие от разрядов молнии, обладают существенно меньшей энергией. Предпробойное напряжение может изменяться от 10 до 25 кВ, максимальный разрядный ток от 1 до 500 А; время разряда исчисляется обычно десятками наносекунд. Однако характерной особенностью поверхностно-электризационных разрядов являются крутые фронты нарастания электрической и магнитной напряжённостей полей, что определяет относительно большую ширину полосы частотного спектра. Максимальный уровень помех соответствует частоте около 38 МГц.

### **Оценка безопасности функционирования бортового оборудования**

Бортовое оборудование ПЭС включает:

а) системы (агрегаты) как компоненты III класса категории А согласно [4]: электродвигатель, регулятор оборотов электродвигателя, аккумуляторная батарея электрической энергии, топливный элемент электрической энергии, фотоэлектрическая батарея и солнечная панель (солнечная батарея/фотопанель), генератор электрической энергии (гибридная схема), цифровые и/или аналоговые преобразователи рода тока и величины напряжения и частоты, блоки регулирования, защиты и управления, распределительные устройства электроэнергии, система управления общесамолётным оборудованием, система индикации параметров полёта и функционирования бортового оборудования, навигационное оборудование гироскопическое и/или лазерное, приборное оборудование, система автоматического управления, радионавигационное оборудование, пожарное оборудование, аналоговые системы распределения электроэнергии, электрические приводы рулевых поверхностей самолёта, шасси, кабельная сеть.

Оценка безопасности ПЭС осуществлялась согласно блок-схеме руководства Р-4761 и представлена в виде табл. 2.

б) системы как компоненты III класса категории Б: система кондиционирования, система регистрации полётных данных (цифровые и/или аналоговые), метеоборудование, радиосвязное оборудование (цифровое и/или аналоговое), радиолокационное оборудование, буфетно-кухонное оборудование, развлекательное оборудование, сеть волноводов, светотехническое оборудование (цифровое и/или аналоговое).

Ввиду отсутствия авиационных правил для ПЭС ориентирование по требованиям безопасности осуществлялось по авиационным правилам, часть 25 [3].

Верификация безопасности ПЭС относительно указанных правил [3] показала, что вследствие того, что системы, отвечающие в аварийной ситуации за безопасное завершение полёта, уязвимы по ЭМС, самолёт в целом не соответствует требованиям правил [3]. Поэтому конструкция самолёта должна отвечать требованиям планера (полёт поддерживается за счет аэродинамической подъемной силы, создаваемой на крыле набегающим потоком воздуха).

Таблица 2

Оценка безопасности полностью электрического самолёта

<p>Идентификация требований к самолёту</p>	<p>1. Каждое отказное состояние (функциональный отказ, вид отказа системы), приводящее к возникновению катастрофической ситуации, оценивалось как практически невероятное (<math>1,0 \cdot 10^{-9}</math>) и не возникало вследствие единичного отказа одного из элементов системы.</p> <p>2. При этом рекомендуется, чтобы суммарная вероятность возникновения аварийной ситуации (аварийного эффекта), вызванной отказными состояниями (функциональными отказами, видами отказов систем), для самолёта в целом не превышала <math>1,0 \cdot 10^{-6}</math> на час полёта.</p> <p>3. При этом рекомендуется, чтобы суммарная вероятность возникновения сложной ситуации (существенного эффекта), вызванной отказными состояниями (функциональными отказами, видами отказов систем), для самолёта в целом не превышала <math>1,0 \cdot 10^{-4}</math> на час полёта.</p> <p>4. Все осложнения условий полёта и отказные состояния (функциональные отказы, виды отказов систем), приводящие к их возникновению, подлежат анализу с целью отработки соответствующих рекомендаций по действиям экипажа в полёте.</p>	
<p>Идентификация требований к системе</p>	<p>1. Каждое отказное состояние (функциональный отказ, вид отказа системы), приводящее к аварийной ситуации, должно оцениваться как событие не более частое, чем крайне маловероятное (<math>1,0 \cdot 10^{-7}</math>).</p> <p>2. Каждое отказное состояние (функциональный отказ, вид отказа системы), приводящее к сложной ситуации, должно оцениваться как событие не более частое, чем маловероятное (<math>1,0 \cdot 10^{-5}</math>).</p> <p>3. Каждое отказное состояние (функциональный отказ, вид отказа системы), приводящее к усложнённой ситуации, должно оцениваться как событие незначительное (<math>1,0 \cdot 10^{-3}</math>).</p>	
<p>Идентификация требований к изделию</p>	<p>1. Комплектующее изделие класса III категории А.</p> <p>2. Комплектующее изделие класса III категории Б.</p> <p>3. Вероятность безотказной работы системы электроснабжения должна быть не менее 0,99995 за время автономной работы объекта, аккумуляторной батареи 0,9999 (литий-ионная), топливного элемента 0,999, компоненты III класса категории А – 0,9999, компоненты III класса категории Б – 0,99.</p>	
<p>Реализация конструкции изделия</p>	<p>Компоновка Aring, требования КТ/DO-160G/14G, авиационные правила часть 25, руководство P-4761, требования КТ-178С, федеральные авиационные правила ФАП-21 [2–4].</p>	
<p>Верификация изделия</p>	<p>Требования к архитектуре. Оценка функциональной опасности. Последствия отказов. Вид отказа.</p>	<p>Аварийная ситуация</p>
<p>Верификация системы</p>	<p>Анализ видов и последствий отказов:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- источники электрического тока АБ (литий-ионная)/ТЭ;</li> <li>- система распределения электроэнергии;</li> <li>- системы с оптико-волоконными связями вне конструкции блока или агрегата;</li> <li>- системы с плоскими электрическими проводами;</li> <li>- системы с встроенным программным обеспечением и мультиплексными шинами;</li> <li>- системы с кабельной сетью, излучателями и приёмниками радиоволн;</li> <li>- системы с волноводами, излучателями и приёмниками радиоэлектронных волн;</li> <li>- системы с лазерными излучателями и приёмниками.</li> </ul>	<p>Вероятность аварийной ситуации</p> <p><math>1,0 \cdot 10^{-4} / 1,0 \cdot 10^{-3}</math>  <math>2,5 \cdot 10^{-6}</math>  <math>4,8 \cdot 10^{-4}</math></p> <p><math>7,3 \cdot 10^{-5}</math>  <math>8,9 \cdot 10^{-3}</math></p> <p><math>7,5 \cdot 10^{-5}</math></p> <p><math>1,4 \cdot 10^{-5}</math></p> <p><math>5,6 \cdot 10^{-6}</math></p>
<p>Верификация самолёта</p>	<p>Безопасность (АБ/ТЭ)</p>	<p><math>9,65 \cdot 10^{-3} / 1,05 \cdot 10^{-2}</math></p>

## Заключение

Бортовое оборудование полностью электрического самолёта не обладает электромагнитной совместимостью, обеспечивающей уровень безопасности полётов, достигнутый коммерческой авиацией и воздушных судов авиации общего назначения.

Так как системы полностью электрического самолёта, отвечающие в аварийной ситуации за безопасное завершение полёта, имеют отказные состояния, приводящие к аварийной ситуации на уровне вероятности  $9,65 \cdot 10^{-3}$  с литий-ионными батареями и  $1,05 \cdot 10^{-2}$  с топливными элементами, то конструкция фюзеляжа самолёта должна обеспечить безопасный полёт и посадку при неработающем двигателе, следовательно, иметь форму планера, когда полёт поддерживается за счёт аэродинамической подъёмной силы, создаваемой на крыле набегающим потоком воздуха.

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

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

## Список источников

1. Мусин С. М., Левин А. В., Харитонов С. А. и др. Электрический самолёт. Концепция и технологии. Уфа. УГАТУ. 2014. 388 с.
2. Руководство Р-4761 по методам оценки безопасности систем бортового оборудования воздушных судов гражданской авиации. Авиаиздат. 2011. 264 с.
3. Авиационные правила. Часть 25. Нормы лётной годности самолётов транспортной категории. Авиаиздат, 2014. 268 с.
4. Федеральные авиационные правила. Сертификация авиационной техники, организаций разработчиков и изготовителей. Часть 21. Минтранс России. 2019. 83 с.
5. Булеков В. П., Резников С. В., Болдырев В. Г. и др. Электротехническая совместимость оборудования летательного аппарата. Москва: Издательство МАИ, 1992. 216 с.
6. Варюхин А. Н., Захарченко В. С., Гелиев А. В., Гордин М. В. и др. Формирование обликов электрической силовой установки для сверхлёгкого пилотируемого самолёта // Авиационные двигатели. 2020. № 3(8). С. 5–14.
7. Трофимов А. А., Постников С. Е. Выбор компоновки основных систем тяжёлого мультикоптера с учётом требований авиационных правил // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2021. № 64. С. 54–65.
8. Мусин С. М., Калий В. А., Щупаков А. С. Идентификация функциональной опасности встречного включения генераторов системы электроснабжения переменного тока // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2021. № 36. С. 20–28.
9. Мусин С. М., Калий В. А. Электромагнитная совместимость системы электроснабжения самолёта Ил-114-300 // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2018. № 24. С. 34–39.
10. Жмуров Б. В., Халютин С. П., Давидов А. О. Информационно-энергетическая методика проектирования энергокомплекса летательных аппаратов с электрической тягой // Научный вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20. № 1. С. 167–176.

## References

1. Musin S. M., Levin A. V., Haritonov S. A., etc. *Ehlektricheskij samolet. Kontseptsiya i tekhnologii* [The electric plane. The concept and technologies], Ufa, UGATU Publ., 2014, 388 p. (In Russ.)
2. *Rukovodstvo R-4761 po metodam otsenki bezopasnosti system bortovogo oborudovaniya vozdushnykh sudov grazhdanskoj aviatsii*, Aviaizdat Publ., 2011, 264 p. (In Russ.)
3. *Aviatsionnye pravila, Chast` 25. Normy letnoj godnosti samoletov transportnoj kategorii*, Aviaizdat Publ., 2014, 268 p. (In Russ.)

4. Federal'nye aviatsionnye pravila. Sertifikatsija aviatsionnoj tekhniki, organizatsij razrabotchikov i izgotovitelej. Chast' 21. Ministry of Transport of Russia Publ, 2019. 83 p. (In Russ.)
5. Bulekov V. P., Reznikov S. V., Boldyrev V. G., etc. *Ehlektrotekhnicheskaya sovmestimost`oborudovaniya letatel'nogo apparata [Electrotechnical compatibility of the equipment of the flying device]*, MAI publ., 1992, 216 p. (In Russ.)
6. Varyukhin A. N., Zaharchenko V. S., Geliev A. V., Gordin M. V., etc. Conceptual design of electric propulsion systems for ultralight manned airplane, *Aviation engines*, 2020, no. 3(8), pp. 5–14. (In Russ.)
7. Trofimov A. A., Postnikov S. E. Selection of the layout of the main systems of a heavy multicopter taking into account the requirements of aviation regulation, *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2021, no. 64, pp. 54–65. (In Russ.)
8. 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.)
9. Musin S. M., Kaliy V. A. Electromagnetic compatibility of system of electrosupply of plane Il-114-300, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2018, no. 24, pp. 34–39. (In Russ.)
10. Zhmurov B. V., Halyutin S. P., Davidov A. O. Information-energy methodology of the aircraft with electric propulsion energy complex design, *Civil Aviation High Technologies*, 2017, vol. 20, no. 1, pp. 167–176. (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

**Левин Александр Владимирович**, доктор технических наук, профессор, заместитель генерального директора по науке, Научно-производственное объединение НаукаСофт, Москва, Россия, a.v.levin@yandex.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

**Levin Aleksandr V.**, Doctor of Sciences (Engineering), Professor, Deputy General Director for Science, Scientific and Production Association NaukaSoft, Moscow, Russia, a.v.levin@yandex.ru

Статья поступила в редакцию 17.11.2022; одобрена после рецензирования 15.05.2023; принята к публикации 22.05.2023.

The article was submitted 17.11.2023; approved after reviewing 15.05.2023; accepted for publication 22.05.2023.

Научная статья  
УДК 629.735.33

## РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ПОМОЩИ ПИЛОТУ ВЕРТОЛЁТА ПРИ ПОПАДАНИИ В УСЛОВИЯ ОГРАНИЧЕННОЙ ВИДИМОСТИ

(публикуется в рамках реализации молодёжной политики Научного вестника ГосНИИ ГА)

Е. И. ТРУСОВА

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

**Аннотация.** В современном мире одним из основных видов пассажирского транспорта является воздушный, поэтому вопросы обеспечения безопасности полётов должны иметь первостепенный характер и решаться как на стадии проектирования и изготовления, так и при эксплуатации авиационной техники. В частности, для вертолётов особо актуальными являются вопросы обеспечения безопасности полётов при заходах на посадку и при полётах в условиях ограниченной видимости. В статье приведён анализ видов неблагоприятных метеоусловий, а также распределение причин авиационных происшествий, связанных с их влиянием в период с 2009 по 2019 год. Так как наибольшее количество авиационных происшествий с вертолётами связано с потерей пространственной ориентировки вследствие влияния неблагоприятных метеоусловий, в целях поддержания заданного уровня безопасности полётов в статье рассмотрена возможность разработки системы помощи пилоту вертолёт в случаях потери пространственной ориентировки в условиях ограниченной видимости. Также рассмотрены характерные следствия попадания вертолёт в условия ограниченной видимости, потенциальные факторы опасности, а также условия, ухудшающие обзор внекабинного пространства. Разработан проект структурной схемы и алгоритм работы системы помощи. Проанализированы наиболее опасные параметры полёта, которые могут привести к утрате контроля за полётом и потере пространственной ориентировки, и на основании данного анализа сформирована номенклатура соответствующих команд для системы помощи пилоту.

**Ключевые слова:** безопасность полётов, гражданская авиация, вертолёт, потеря пространственной ориентировки, метеоусловия, условия ограниченной видимости, параметры полёта, эксплуатация авиационной техники

**Для цитирования:** Трусова Е. И. Разработка системы помощи пилоту вертолёт при попадании в условия ограниченной видимости // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 42. С. 136–143.

## DEVELOPMENT OF A HELICOPTER PILOT ASSISTANCE SYSTEM IN CASE OF FALLING INTO CONDITIONS OF LIMITED VISIBILITY

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

E. I. TRUSOVA

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

**Abstract.** In the modern world, one of the main types of passenger transport is air, so the issues of ensuring flight safety should be of paramount importance and be addressed both at the stage of design and manufacture, and during the operation of aviation equipment. With regard to helicopters, the issues of ensuring flight safety

during landing approaches and during flights in conditions of limited visibility are especially relevant, for aircraft - to a lesser extent. The article provides an analysis of the types of adverse weather conditions, as well as the distribution of the causes of aviation accidents associated with their influence in the period from 2009 to 2019. Since the largest number of accidents with helicopters is associated with loss of spatial orientation due to the influence of adverse weather conditions, in order to maintain a given level of flight safety, the article considers the possibility of developing an assistance system for a helicopter pilot in cases of loss of spatial orientation in conditions of limited visibility. Also considered are the characteristic consequences of helicopters getting into conditions of limited visibility, potential hazards, as well as conditions that worsen the view of the extra-cockpit space. A draft block diagram and an algorithm for the operation of the help system have been developed. The most dangerous flight parameters that can lead to loss of flight control and loss of spatial orientation are analyzed, and based on this analysis, a nomenclature of the corresponding commands for the pilot assistance system is formed.

**Keywords:** flight safety, civil aviation, helicopter, loss of spatial orientation, weather conditions, conditions of limited visibility, flight parameters, operation of aviation equipment

**For citation:** Trusova E. I. Development of a helicopter pilot assistance system in case of falling into conditions of limited visibility, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 42, pp. 136–143. (In Russ.)

## Введение

Случаи потери пилотом гражданской авиации (ГА) пространственной ориентировки, когда невозможно визуально наблюдать естественный горизонт, относятся к наиболее опасным полѐтным ситуациям и могут проявляться в различных условиях. При этом потенциальными факторами опасности являются:

- одновременное выполнение пилотом нескольких задач, например, пилотирование и ведение переговоров с диспетчером, при этом надёжность контроля за пространственным положением вертолѐта снижается;
- отсутствие, противоречивость, недостаточность или искажение информации о положении вертолѐта в пространстве;
- ошибки при считывании данных с пилотажно-навигационных приборов;
- переходы от правил полѐтов по приборам (ППП) к правилам визуальных полѐтов (ПВП) и особенно от ПВП к ППП, когда происходит изменение важности источников информации, загруженности пилота восприятием и переработкой информации, способов пространственной ориентации;
- снижение работоспособности пилота из-за недостаточного отдыха, утомления, заболеваний, стресса;
- попадание воздушного судна (ВС) в сложные метеорологические условия с полным или частичным отсутствием видимости на маршруте [1].

Кроме того, полѐты вертолѐтов в сложных метеорологических условиях (в облаках, в тумане, во время дождя и снегопада, снежного и пыльного вихрей, облачности) представляют трудности, поскольку они выполняются вне видимости естественного горизонта, а нередко и наземных ориентиров [2]. Основным источником информации в этих условиях являются показания приборов, и одним из наиболее ответственных элементов полѐта является своевременный переход от визуального полѐта к пилотированию по приборам, что представляет собой не формальное изменение перераспределения времени на вне- и внутрикабинное наблюдение, а качественную перестройку умственной деятельности [3].

Пилотирование вертолѐтов в сложных метеоусловиях зачастую вызывает у пилота состояние нервно-эмоционального напряжения [4]. В полѐте по ПВП у пилота зрительный анализатор является ведущим, поэтому искажённая информация (обусловленная изменением динамики полѐта)

от других анализаторов не вызывает иллюзии о положении вертолѐта в пространстве. Однако при пилотировании по ППП, особенно при наличии перерывов в восприятии искусственного горизонта, зрительный анализатор может перестать быть основным. В этих ситуациях основным может стать анализатор, который в результате действия различных факторов оказывается в более возбуждённом состоянии. Информация, поступающая через него, станет превалировать над зрительной. Такая информация не всегда дает истинное представление о пространственном положении и работоспособности систем вертолѐта.

При выполнении полѐтов в сложных метеоусловиях на эффективность деятельности пилота также оказывают влияние условия выполнения задания, уровень сложности полѐта, лѐтно-технические характеристики вертолѐтов.

Кроме непосредственно пилотирования, пилоту необходимо постоянно контролировать положение в пространстве, что проявляется в умственной работе по сохранению представления о пространственном положении и траектории вертолѐта.

Для обеспечения безопасности в полѐте, особенно в сложных метеоусловиях, для формирования верного представления о пространственном положении пилоту необходимо постоянно производить анализ информации, поступающей как от органов чувств, так и от приборов.

Полѐты в сложных метеоусловиях (в тумане, в облаках, во время снежного и пыльного вихрей, дождя и снегопада, облачности), выполняемые вне видимости наземных ориентиров и естественного горизонта, создают дополнительные трудности пилотирования. При таких условиях основным источником информации для пилота являются показания приборов. Переход от непосредственной ориентировки (по внекабинным ориентирам) к опосредованной (по показаниям приборов) усложняет работу по постоянному анализу поступающей информации и её обобщению. Для адекватного реагирования на перефокусировку глаз пилоту требуются хорошая острота зрения и контрастная чувствительность, так как пилотирование происходит при низкой контрастности ориентиров и ограничениях дальности видимости.

К условиям, ухудшающим обзор внекабинного пространства, видимость, и способствующим появлению иллюзорных ощущений у пилотов вертолѐтов, относятся снежный и пыльный вихри, туманы, облака, дымки [5]. А неглубокий и плотный туман или дымка могут быть причиной иллюзий, когда внекабинные объекты, наблюдаемые визуально, кажутся дальше, чем в действительности.

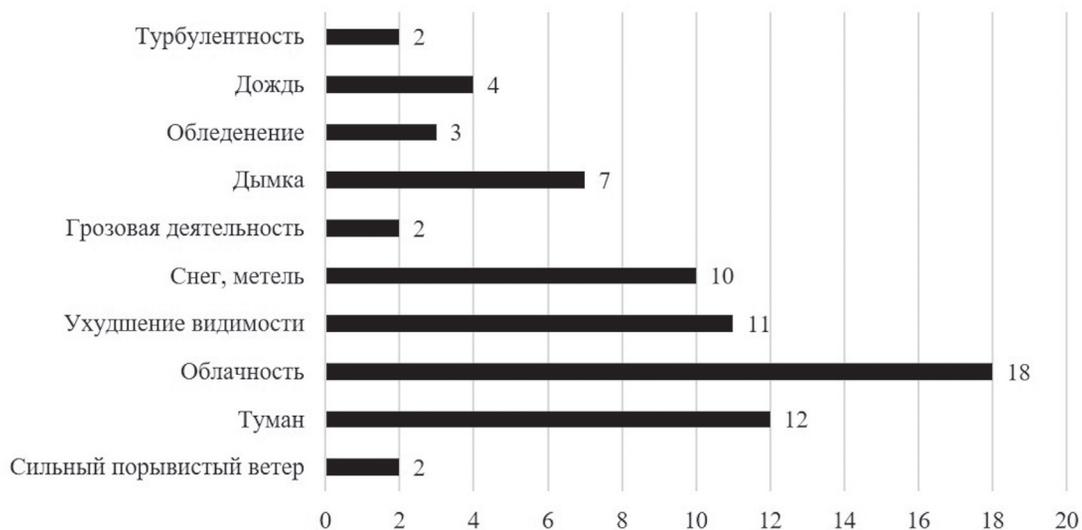
Пилотирование в сложных метеорологических условиях нередко приводит к нервно-эмоциональному напряжению. Чаще оно бывает у молодых пилотов, но может встретиться и у опытных командиров вертолѐтов при недостаточной подготовке к полѐтам, после перерывов, на фоне утомления, плохого самочувствия и других снижающих работоспособность факторов.

### **Полѐты вертолѐтов в условиях ограниченной видимости**

Характерными следствиями попадания вертолѐтов в условия ограниченной видимости являются столкновения с земной поверхностью или препятствиями, находящимися на земле и в воздушном пространстве, которые происходят из-за несоблюдения пилотом режима выдерживания заданной безопасной траектории полѐта, недостаточного анализа показаний приборов, несвоевременного информирования внутри экипажа об изменениях пространственного положения вертолѐта. Это приводит к пропуску или несвоевременному обнаружению отклонений от безопасных режимов полѐта [6].

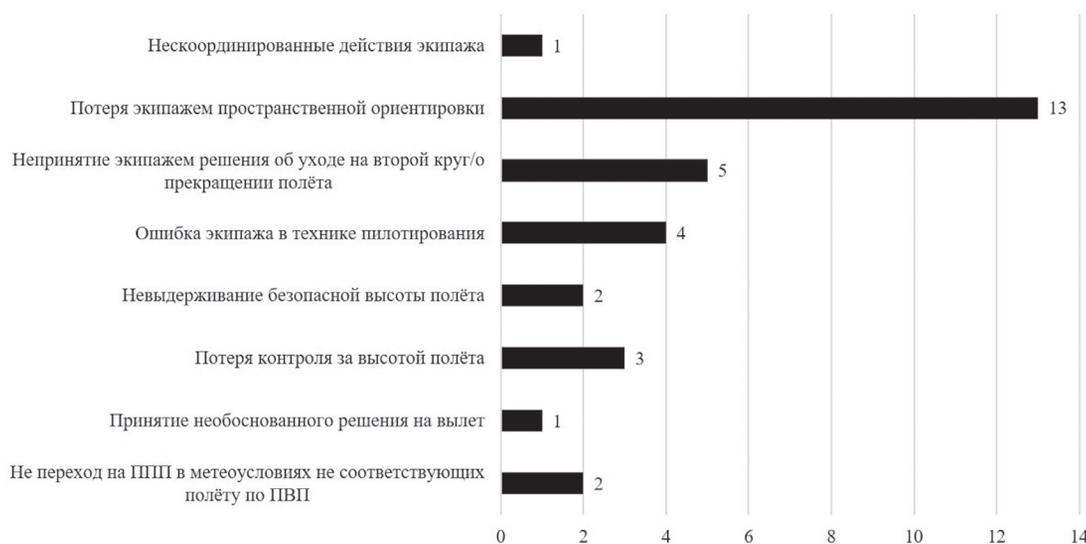
Учѐт метеорологических факторов и разработка рекомендаций по предотвращению их влияния на деятельность авиации, а также повышение достоверности авиационных прогнозов – это одни из важнейших проблем авиационной метеорологии, которые, к сожалению, окончательно пока не решены. Экипажи ВС продолжают сталкиваться в полѐте со случаями неоправдавшегося

прогноза погоды, резко меняющимися метеоусловиями на маршруте полѣта или вовсе полного отсутствия информации о текущей метеоситуации в небе. На рис. 1 приведена диаграмма, отображающая связь неблагоприятных метеоусловий и авиационных происшествий (АП) в отечественной ГА в период с 2009 по 2019 г. [7].



**Рис. 1.** Количество АП, связанных с различными видами неблагоприятных метеоусловий, в отечественной ГА за 2009–2019 гг.

Причины авиационных происшествий, связанных с неблагоприятными метеоусловиями, и распределение количества вызванных ими АП для вертолѣтов представлены на рис. 2.



**Рис. 2.** Количество АП по различным причинам, связанным с неблагоприятными метеоусловиями, в отечественной ГА за 2009–2019 гг.

Отметим, что наибольшее количество происшествий связано с потерей пространственной ориентировки в условиях ограниченной видимости. Это связано в первую очередь с тем, что в отличие от коммерческих ВС, где есть возможность считывания показаний всевозможных приборов, помогающих экипажу ориентироваться в пространстве, вертолѣты зачастую пилотируются по ПВП [8], при этом и возникают проблемы, что подтверждается отчѣтами

Межгосударственного авиационного комитета. Из анализа статистики выяснилось, что из 23 полётов только один совершался по ППП.

### Разработка системы помощи пилоту вертолётa при попадании в условия ограниченной видимости

Рассмотрим возможность разработки и внедрения на вертолёт, которые преимущественно летают по ПВП, системы помощи пилоту при потере пространственной ориентировки в условиях ограниченной видимости, помогающей восстановить правильное пространственное положение ВС относительно земли. Проект структурной схемы такой системы представлен на рис. 3.

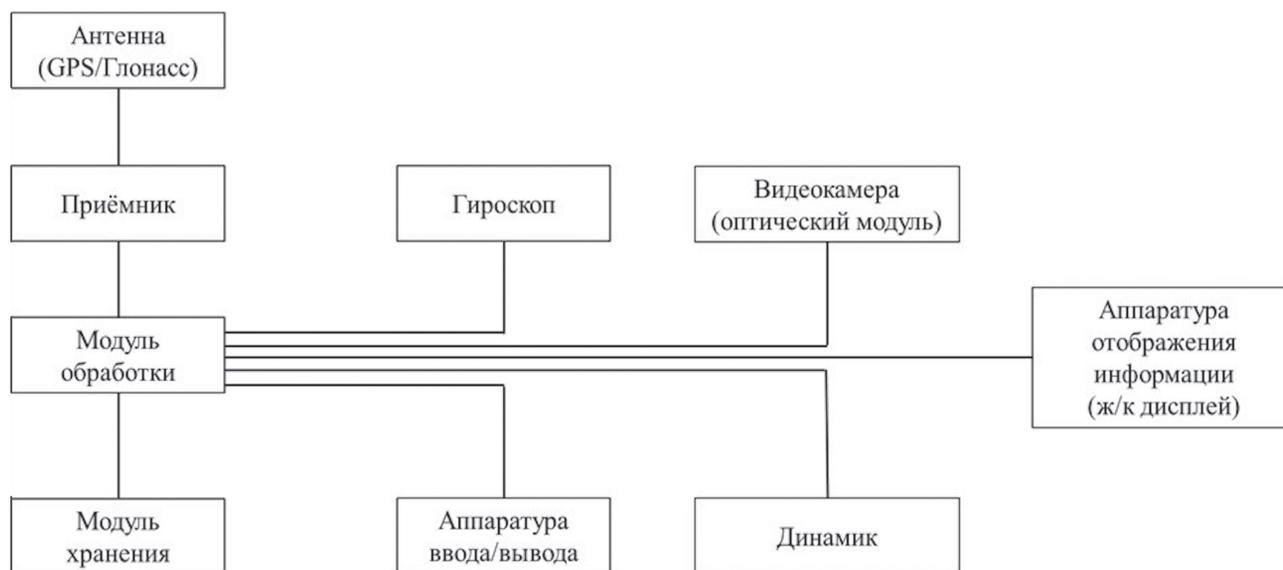


Рис. 3. Проект структурной схемы системы

С помощью приёмника GPS/ГЛОНАСС определяются данные о путевой скорости, путевой угол, данные о высоте ВС. При помощи гироскопа определяются крен и тангаж. Оптический модуль определяет попадание ВС в условия ухудшения видимости. Так как при неблагоприятных метеоусловиях происходит резкое снижение видимости и, соответственно, идентификация отдельных объектов становится невозможной, для оценки этого явления предлагается использовать видеокамеру, которая на протяжении всего полёта будет транслировать изображение окружающей среды в модуль обработки информации. Если камера «видит» отдельные объекты, значит, погодные условия благоприятны, если нет – сложные метеоусловия. Данные от оптического модуля поступают в бортовой компьютер, где анализируются, и в случае отклонения условий видимости от нормы выдаётся сигнал на систему визуальной индикации, а далее на речевой информатор. В модуле накопления информации будут находиться данные о фактах входа ВС в сложные метеоусловия. В нём будут доступны сведения о дате и времени по GPS, а также снимок с оптического модуля.

Алгоритм работы данной системы (рис. 4) предполагает, что она будет активироваться перед началом полёта, одновременно с запуском двигателей. В случае, если система обнаруживает снижение видимости ниже допустимой для полётов по ПВП, а также отклонение параметров полёта от заданных, происходит срабатывание звукового сигнала, с речевого информатора поступают необходимые голосовые команды, а на дисплее перед экипажем появляется изображение, отображающее пространственное положение ВС относительно земли.

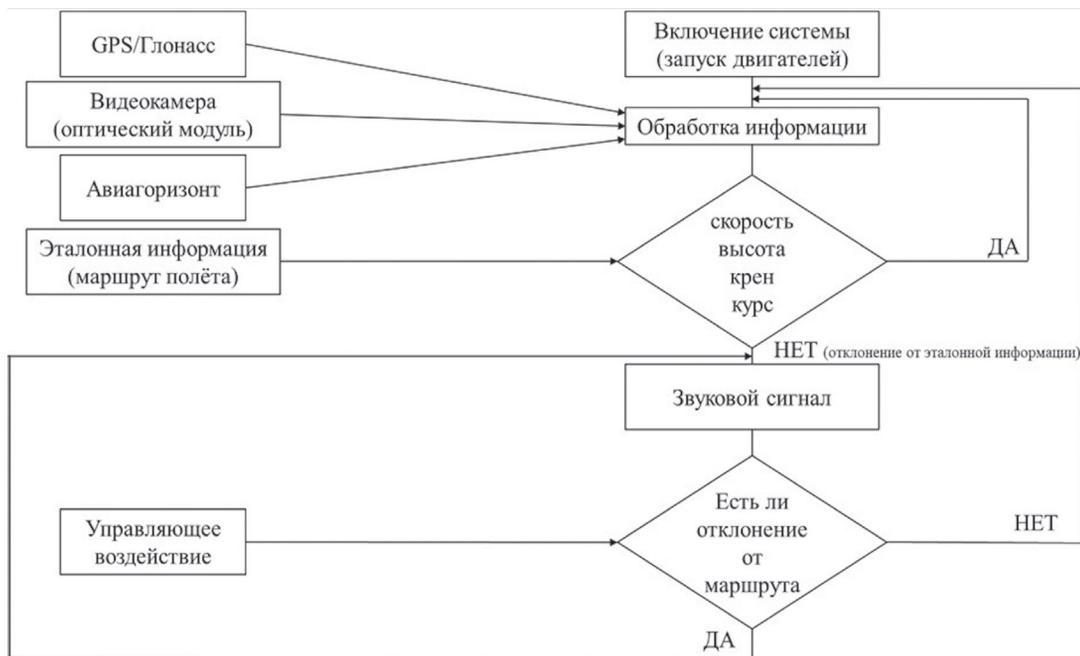


Рис. 4. Алгоритм работы системы

### Анализ отклонений параметров полѐта и выбор предполагаемых команд

Чтобы установить, какие отклонения от допустимых параметров полѐта являются наиболее опасными, автором детально проанализированы авиационные происшествия с вертолѐтами, попавшими в сложные метеоусловия за период с 2009 по 2018 год. Рассмотрены наиболее частые отклонения параметров полѐта, которые привели к утрате контроля за полѐтом и потере пространственной ориентировки, а также предложены команды для речевого информатора системы помощи (таблица).

Зарегистрированные отклонения параметров и предлагаемые команды

Отклонение по	Число АП	Необходимые команды
Тангажу	8	«Увеличить/уменьшить тангаж»
Крену	12	«Увеличить/уменьшить крен»
Высоте	16	«Опасная высота – набрать высоту ... м»
Скорости	4	«Увеличить скорость до ... км/ч»

Таким образом, во время работы системы помощи в бортовом компьютере ВС при регистрации отклонений параметров полѐта от допускаемых значений будет происходить срабатывание звукового сигнала и с речевого информатора начнут поступать предложенные голосовые команды, что поможет пилоту в условиях отсутствия возможности визуального полѐта как можно быстрее среагировать на изменяющееся положение ВС и безопасно завершить полѐт или подобрать площадку для посадки.

Для того, чтобы бортовой компьютер распознавал отклонения от допустимых параметров полѐта, необходимо перед вылетом загрузить в него точки навигации (маршрут), информацию об аэродроме посадки, минимально допустимую высоту, а также карты местности, в районе которой будет происходить полѐт.

## Заключение

В настоящее время потеря пространственной ориентировки при полётах в сложных метеоусловиях является существенным фактором риска, который оказывает непосредственное влияние на безопасность полётов [9, 10]. Внезапное ухудшение погодных условий, видимости в полёте и турбулентные возмущения атмосферы в ряде случаев вызывают даже у опытных пилотов нарушения сенсорной сферы и восприятия. В самых неблагоприятных случаях эти состояния могут вылиться в полную беспомощность пилота и потерю способности эффективно и безопасно управлять ВС.

Наземные визуальные ориентиры внекабинного пространства служат для пилота наглядными и первоприоритетными сигналами оценки пространственного положения ВС относительно земли. Инструментальные сигналы полёта, адресуемые современными пилотажно-навигационными приборами и дисплеями, не способны стать полноценной заменой воспринимаемых визуально первосигнальных стимулов при определении пространственного положения вертолёта, так как они являются искусственной формой отображения воздушной обстановки. Навигационные приборы, устанавливаемые в кабинах эксплуатируемых в России вертолётов, далеко не всегда помогают экипажам быстро и чётко восстановить или хотя бы определить пространственное положение относительно земли, что в свою очередь, провоцирует появление рисков для безопасности полётов. Для минимизации подобных рисков в данной работе автором предлагается внедрение для парка вертолётов, полёты которых в основном осуществляются визуально, системы помощи экипажу. При потере пространственной ориентировки в условиях ограниченной видимости такая система повысит безопасность вертолётовождения, а также своевременно проинформирует пилота о пространственном положении вертолёта относительно земли, что даст ему возможность вовремя применить корректирующие меры по выводу ВС из сложившейся ситуации. Внедрение данной системы не потребует вмешательства в комплекс бортового оборудования вертолёта, а значит не потребует специального разрешения от разработчика авиационной техники.

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

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

## Список источников

1. Лапа В. В., Пономаренко В. А., Чунтул А. В. Психофизиология безопасности полётов. Москва: МОО «Ассоциация журналистов, пишущих на правоохранительную тематику», 2013. 396 с.
2. Камзолов С. К. Основные поражающие факторы при воздействии молнии на воздушное судно. Обеспечение безопасности полётов в сложных метеоусловиях: Межвузовский сборник научных трудов. Москва: МГТУ ГА, 1996. С. 3–8.
3. Коваленко П. А., Пономаренко В. А., Чунтул А. В. Иллюзии полёта (Авиационная делиалогия): Методические рекомендации. Москва: Институт психологии РАН, 2005. 461 с.
4. Чунтул А. В., Дудин В. И., Косолапов О. А., Ерусалимский М. А. Особые ситуации в лётной практике. Москва: МОО «Ассоциация журналистов, пишущих на правоохранительную тематику», 2009. 240 с.
5. Чунтул А. В. Человек в вертолёте: Психофизиология профессиональной деятельности экипажей современных и перспективных вертолётов. Москва: Когито-Центр, 2018. 320 с.
6. Артемов В. Н., Спицын Г. Н. Проблема безопасности полётов вертолётов в условиях ограниченной видимости [Электронный ресурс]. URL: [https://vuzdoc.org/177288/psihologiya/problema\\_bezopasnosti\\_pole\\_tov\\_vertoletov\\_usloviyah\\_ogranichennoy\\_vidimosti](https://vuzdoc.org/177288/psihologiya/problema_bezopasnosti_pole_tov_vertoletov_usloviyah_ogranichennoy_vidimosti) (дата обращения: 15.12.2022).
7. Межгосударственный авиационный комитет. Расследования [Электронный ресурс]. URL: <https://mak-iac.org/rassledovaniya/> (дата обращения: 17.01.2023).

8. Гузий А. Г., Грудзинский А. В. Теория и практика количественного оценивания риска авиационного происшествия // Проблемы безопасности полётов. 2007. № 9. С.10–18.
9. Зубков Б. В., Прозоров С. Е. Методика оценки риска в системе управления безопасностью полётов // Научный вестник МГТУ ГА. 2011. № 174. С. 7–11.
10. Пленцов А. П., Поросенков Е. А., Глущенко М. Н. Потеря пространственной ориентировки в полёте [Электронный ресурс]. URL: <https://www.aviaport.ru/conferences/41764/> (дата обращения: 17.01.2023).

## References

1. Lapa V. V., Ponomarenko V. A., Chuntul A. V. *Psikhofiziologiya bezopasnosti poletov [Psychophysiology of flight safety]*, Assotsiatsiya zhurnalistov, pishushchikh na pravookhranitel'nyuyu tematiku Publ., 2013, 396 p. (In Russ.)
2. Kamzolov S. K. Osnovnye porazhayushchie faktory pri vozdeystvii molnii na vozdushnoe sudno. *Obespechenie bezopasnosti poletov v slozhnykh meteousloviyakh, Mezhvuzovskiy sbornik nauchnykh trudov*, Moscow, MGTU GA Publ., 1996, pp. 3–8. (In Russ.)
3. Kovalenko P. A., Ponomarenko V. A., Chuntul A. V. *Uchenie ob illyuziyakh polyota (Osnovy aviatsionnoy delialogii), Metodicheskie rekomendatsii*, Moscow, Institute of Psychology RAS Publ., 2005, 461 p. (In Russ.)
4. Chuntul A. V., Dudin V. I., Kosolapov O. A., Erusalimskii M. A. *Osobyie situatsii v letnoi praktike [Special situations in flight practice]*, Moscow, Assotsiatsiya zhurnalistov, pishushchikh na pravookhranitel'nyuyu tematiku Publ., 2009, 240 p. (In Russ.)
5. Chuntul A. V. *Chelovek v vertolete: Psikhofiziologiya professional'noi deyatel'nosti ekipazhei sovremennykh i perspektivnykh vertoletov [The man in the helicopter/ Psychophysiology of professional activities of crews of modern and promising helicopters]*, Moscow, Kogito-Tsentr publ., 2018, 320 p. (In Russ.)
6. Artemov V. N., Spitsyn G. N. *Problema bezopasnosti poletov vertoletov v usloviyakh ogranichennoi vidimosti* [Electronic resource], available at: [https://vuzdoc.org/177288/psihologiya/problema\\_bezopasnosti\\_poletov\\_vertoletov\\_usloviyah\\_ogranichennoy\\_vidimosti](https://vuzdoc.org/177288/psihologiya/problema_bezopasnosti_poletov_vertoletov_usloviyah_ogranichennoy_vidimosti) (accessed: 15.12.2022). (In Russ.)
7. Interstate Aviation Committee. Investigations [Electronic resource], available at: <https://mak-iac.org/en/rassledovaniya/> (accessed: 17.01.2023).
8. Guziy A. G., Grudzinsky A. V. Theory and practice of quantitative assessment of aviation accident risk, *Problemy bezopasnosti poletov*, 2007, no. 9, pp.10–18. (In Russ.)
9. Zubkov B. V., Prozorov S. E., Risk assessment methodology in the safety management system, *Scientific Bulletin of the MSTU CA*, 2011, no. 174, pp. 7–11. (In Russ.)
10. Plentsov A. P., Porosenkov E. A., Glushchenko M. N., *Poterya prostranstvennoj orientirovki v polete* [Electronic resource], available at: <https://www.aviaport.ru/conferences/41764/> (accessed: 17.01.2023). (In Russ.)

## Информация об авторе

**Трусова Елена Игоревна**, аспирант, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия, [elenatru2011@yandex.ru](mailto:elenatru2011@yandex.ru)

## Author information

**Trusova Elena I.**, Graduate Student, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, [elenatru2011@yandex.ru](mailto:elenatru2011@yandex.ru)

Статья поступила в редакцию 20.02.2023; одобрена после рецензирования 16.05.2023; принята к публикации 22.05.2023.  
The article was submitted 20.02.2023; approved after reviewing 16.05.2023; accepted for publication 22.05.2023.

Обзорная статья  
УДК 65.011.8

## АНАЛИЗ ЗОН ОГРАНИЧЕНИЯ ПОЛЁТОВ В ВОЗДУШНОМ ПРОСТРАНСТВЕ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

(публикуется в рамках реализации молодёжной политики Научного вестника ГосНИИ ГА)

**Я. В. ГОНЧАРЕНКО**

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

**Аннотация.** В связи с возрастающими требованиями по обеспечению безопасности полётов при одновременном увеличении интенсивности воздушного движения ключевой задачей становится поиск решений, обеспечивающих приближение траекторий полёта к оптимальным и, как следствие, к сокращению расхода топлива и времени в пути. Горизонтальная неэффективность траекторий полёта воздушных судов (ВС) во многом обусловлена тем, что подавляющее большинство маршрутов обслуживания воздушного движения (ОВД) проложено в обход зон ограничений полётов, даже если полёт проходит в период времени, когда эти зоны не используются. Для решения данной проблемы рассматриваются мероприятия по созданию условных маршрутов ОВД через зоны ограничений полётов. Эффект от создания условных маршрутов ОВД будет сильно ограничен при сохранении практики закрытия зон ограничения полётов на длительный срок вне зависимости от их реального использования. В этой связи необходима организация оперативного использования (открытия или закрытия) зон ограничений с учётом реальных потребностей пользователей воздушного пространства. Такой подход является составной частью концепции гибкого использования, в соответствии с которой воздушное пространство не резервируется по умолчанию ни за одним из пользователей, гражданским или военным, а является единой средой, в которой реализуются требования всех его пользователей. Автором проведён анализ активности зон ограничения полётов, а также обзор возможных вариантов совершенствования процессов ОВД и повышения экономической эффективности использования воздушного пространства путём внедрения условных маршрутов ОВД в транспортных системах страны.

**Ключевые слова:** зоны ограничения полётов, сеть фиксированных маршрутов, эффективность траекторий, воздушное пространство, свободная маршрутизация, условный маршрут, транспортные системы страны

**Для цитирования:** Гончаренко Я. В. Анализ зон ограничения полётов в воздушном пространстве Российской Федерации // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 42. С. 144–152.

## ANALYSIS OF FLIGHT RESTRICTION ZONES IN THE AIRSPACE OF THE RUSSIAN FEDERATION

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

**Ya. V. GONCHARENKO**

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

**Abstract.** According to the increasing requirements to improve the level of flight safety while increasing the air traffic using, it's necessary to find solutions that ensure the approximation of flight trajectories to the

optimal ones and, as a result, to reduce fuel consumption and travel time. Inefficient flight paths are designed around restricted areas. Therefore, aircrafts fly around the restricted areas, even when they are not in use. The solution to this problem is creating conditional routes through the restricted areas. The effect of creating conditional routes will be limited if the restricted areas are closed for a long time, regardless of their actual use. Therefore, it is necessary to organize the operational use (opening or closing) of restricted areas, considering the real needs of airspace users. This solution is a component of the Flexible Use of Airspace Concept. Airspace is not reserved for any user civilian or military, but this is a single environment in which the requirements of all its users are realized. The author's conducted an analysis of the activity of restricted areas and reviewed a method for improving air traffic services processes and increasing the economic efficiency of airspace through the introduction of conditional routes.

**Keywords:** restricted areas, fixed route network, flight paths efficiency, free route airspace, conditional route, transport system of country

**For citation:** Goncharenko Ya. V. Analysis of flight restriction zones in the airspace of the Russian Federation, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 42, pp. 144–152. (In Russ.)

## Введение

«Зоны ограничения полётов устанавливаются в воздушном пространстве Российской Федерации для введения особых условий, ограничивающих полёты воздушных судов». Такие зоны могут устанавливаться как на постоянной, так и на временной основе. Порядок установления и использования таких зон определён Федеральными авиационными правилами<sup>1</sup>.

В соответствии с данным документом сведения о деятельности в зонах ограничения полётов, установленных на определённый период времени, указываются в бюллетене доступности воздушного пространства и публикуются в документах аэронавигационной информации.

До вступления в действие редакции Постановления Правительства от 02.12.2020 № 1991 активация зон ограничения полётов (открытие или закрытие) происходила посредством опубликования извещений лётному составу (НОТАМ) на текущий месяц. Как правило, НОТАМ публикуется не позднее чем за 5 дней до начала использования соответствующей зоны. Таким образом, время закрытия зон ограничений значительно превышает время их фактического использования пользователями воздушного пространства в транспортных системах страны.

Такой порядок использования зон ограничений полётов, опасных зон имеет ряд недостатков: неэффективное использование воздушного пространства в интересах всех пользователей; отсутствие информации о фактической работе зон ограничений полётов; отсутствие в НОТАМ информации о маршрутах ОВД, попадающих в зону ограничений полётов; превышение номерного лимита НОТАМ; недостоверная аэронавигационная информация.

В настоящее время некоторые маршруты ОВД установлены в обход зон ограничения полётов, что оказывает негативное влияние на горизонтальную эффективность траекторий, а также является причиной ограничения режима полёта. Данные маршруты ОВД опубликованы в сборнике аэронавигационной информации с учётом ограничений их применения (возможно использование их в праздничные и выходные дни, а также в определённые часы суток). Однако зачастую такие маршруты не применяются и не указываются в плане полёта пользователями воздушного пространства.

---

<sup>1</sup> Федеральные правила использования воздушного пространства: постановление Правительства Российской Федерации от 11.03.2010 № 138, ред. от 02.12.2020. URL: <http://government.ru/docs/all/71838/> (дата обращения: 03.05.2023).

## Методы и материалы исследования

Процесс организации воздушного движения (ОрВД) должен обеспечивать эффективное и безопасное использование воздушного пространства, аэронавигационное обслуживание пользователей этого пространства, авиационно-космический поиск и спасание [1–3].

«Повышение интенсивности и плотности воздушного движения ввиду ограниченности объёма воздушного пространства может привести к снижению безопасности полётов, нарушениям регулярности воздушного движения, к выполнению полётов по неоптимальным (удлинённым) маршрутам. При этом возрастает полётное время, расход топлива, ресурс ВС и его систем, а также неблагоприятное воздействие на окружающую среду» [4, 5].

Для определения фактического времени использования зон ограничения полётов по отношению к заявленному, автором настоящей статьи выполнен анализ активности 1090 зон, установленных на территории страны в интересах различных пользователей воздушного пространства, в том числе Министерства обороны (МО), Федеральной службы безопасности (ФСБ), Федеральной службы охраны (ФСО), на территории аэродромов, военных полигонов, карьеров и рудников, заповедников, гидроэлектростанций (ГЭС), атомных электростанций (АЭС), а также в целях выполнения противоградовой защиты (градобои), мероприятий военизированных противоловинных отрядов (ВПЛО) и других ведомств (рис. 1, 2).

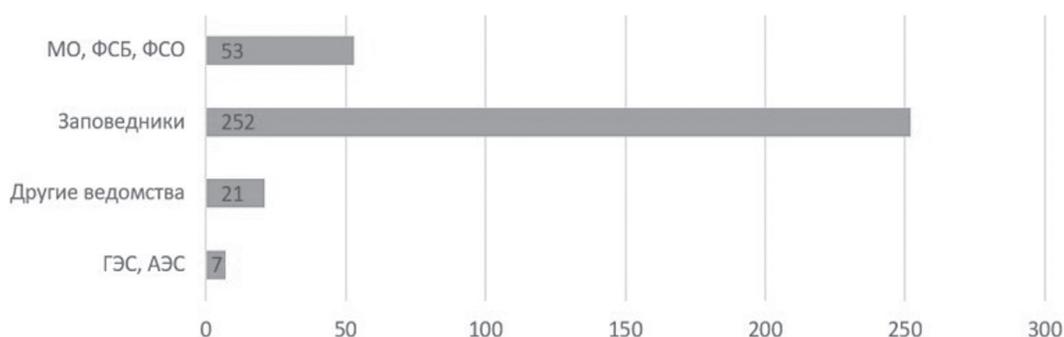


Рис. 1. Количество зон с круглосуточным режимом работы

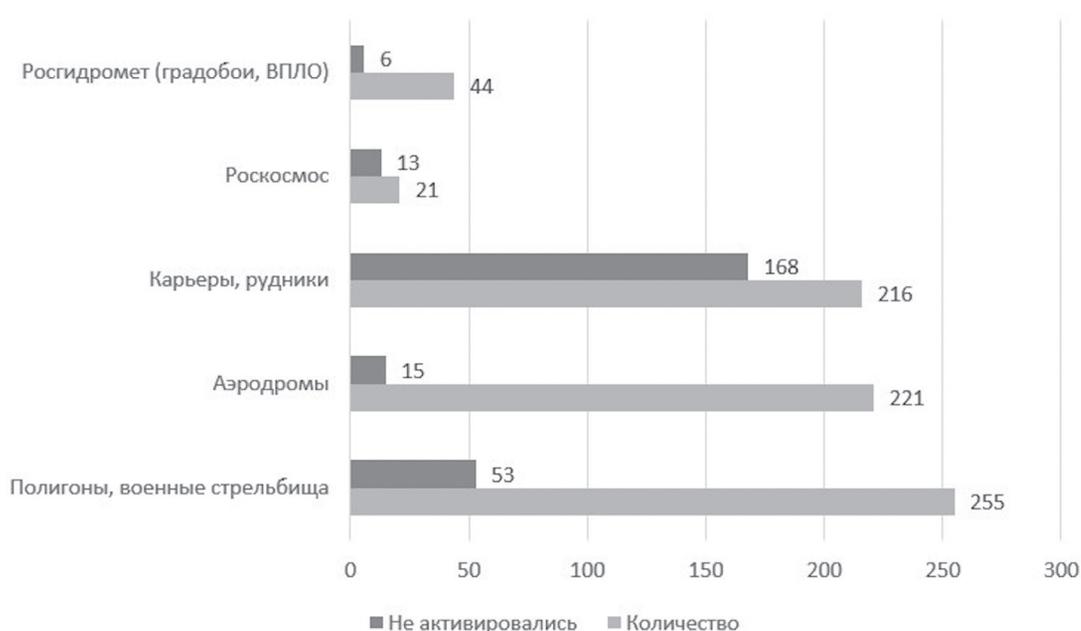


Рис. 2. Зоны с режимом работы по регламенту

Данные собраны совместно с отделом ОрВД ФГУП «Госкорпорация по ОрВД». Всего имеется 333 зоны с круглосуточным режимом работы; для 757 зон установлен режим работы по регламенту.

Автором осуществлена группировка значений показателей использования зон ограничения полётов и оформление их в виде статистической таблицы. В таблице нижее воздушное пространство: до FL265 включительно; верхнее воздушное пространство: выше FL265.

Показатели активности зон ограничений полётов

Воздушное пространство	% от заявленного времени использования					Не активировались	Нет информации	Круглосуточно
	0–15	16–30	31–45	46–70	71–100			
Верхнее	68	22	21	16	11	187	19	333
Нижнее	136	63	52	61	101			
<b>Итого</b>	<b>204</b>	<b>85</b>	<b>73</b>	<b>77</b>	<b>112</b>	<b>187</b>	<b>19</b>	<b>333</b>

Учитывалась необходимость получения полной и репрезентативной информации по исследуемому процессу. Применялся факторный анализ, который предполагает использование большого объёма данных с целью изучения взаимосвязей между ними, определения структуры взаимосвязей, а также как метод сокращения данных или как метод классификации. Такой метод позволяет описать объект исследования компактно, учитывая множество исходных переменных [6–8]. В данном случае объектом являются зоны ограничения полётов, которые распределены (см. таблицу) в нижнем и верхнем воздушном пространстве на пять групп по времени их фактического использования относительно заявленного. Круговая диаграмма активности зон с указанными процентными долями приведена на рис. 3.

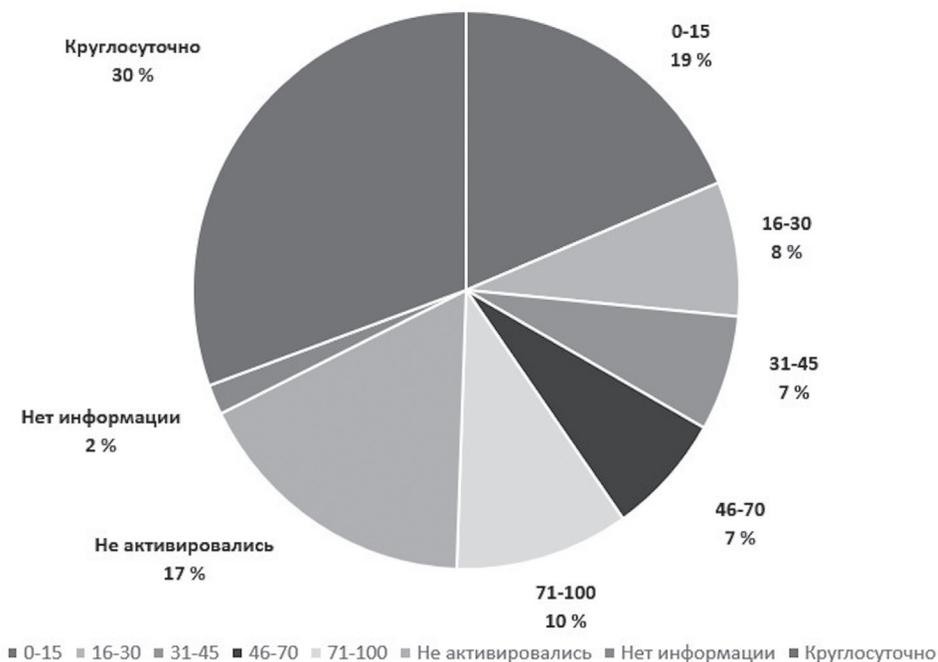


Рис. 3. Активность зон ограничения полётов в нижнем и верхнем воздушном пространстве

Так, в период с 2019 по 2021 год, 65 % зон в верхнем воздушном пространстве и 48 % зон в нижнем воздушном пространстве использовались менее 30 % времени от заявленного.

«Международной организацией гражданской авиации опубликованы документы, регламентирующие деятельность по оптимизации использования воздушного пространства. Предлагается на основе технических достижений в области связи, навигации и наблюдения внедрить качественно новые принципы организации воздушного движения» [4, 9].

Особое внимание следует уделить оптимальному использованию имеющегося воздушного пространства посредством применения методов зональной навигации [10].

В целях совершенствования процессов ОВД и повышения экономической эффективности для пользователей воздушного пространства по поручению Минтранса России от 31.08.2018 № АЮ-108-пр Росавиацией организована работа по анализу и изучению принципов реализации концепции гибкого использования и внедрению в воздушном пространстве России условных маршрутов ОВД (CDR).

Данные мероприятия заключаются во внедрении элементов гибкого использования воздушного пространства (FUA) и воздушного пространства свободной маршрутизации (FRA) с целью уменьшения времени использования зон ограничений. Это позволит использовать воздушное пространство внутри зон ограничений и закрывать только необходимую часть такой зоны, а также согласовывать активацию этих зон со всеми заинтересованными органами.

Условный маршрут (участок маршрута) ОВД – маршрут (участок маршрута) обслуживания воздушного движения, который может использоваться на условиях, опубликованных в документах аэронавигационной информации. CDR в зависимости от возможности планирования и доступности воздушного пространства подразделяются на три категории. Такие спрямлённые маршруты являются альтернативой для существующей сети ОВД (рис. 4).

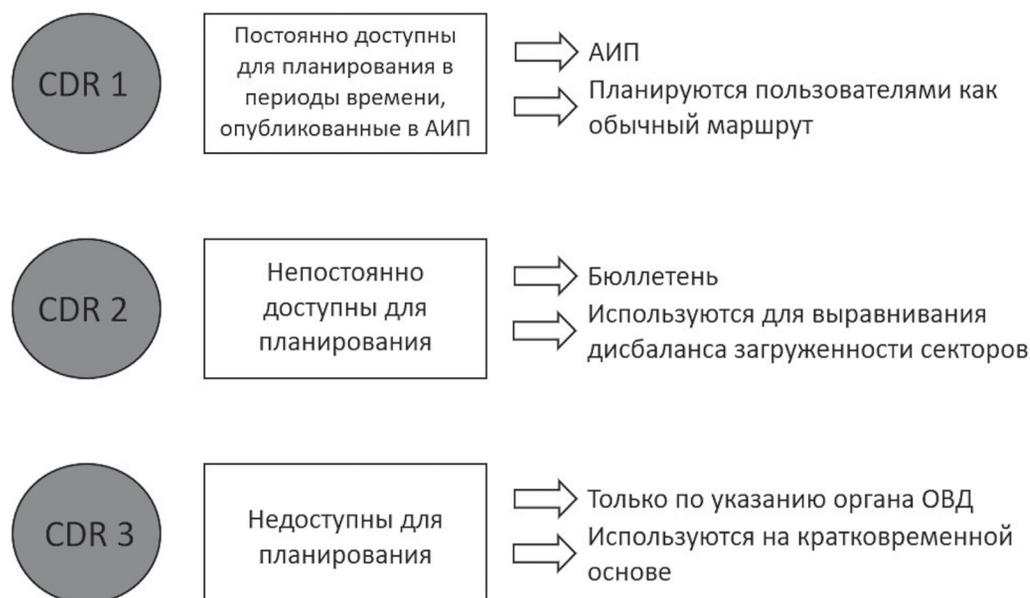


Рис. 4. Условные маршруты

Отличие воздушного пространства свободной маршрутизации от сети фиксированных маршрутов ОВД заключается в том, что эксплуатанты больше не будут получать информацию о том, какие маршруты доступны для планирования полётов. При условии доступности воздушного пространства движение ВС возможно через промежуточные путевые точки без привязки к сети маршрутов ОВД<sup>2</sup>. Для ВС, следующих транзитом через FRA, необходимо предоставление

<sup>2</sup> Free route airspace [Electronic resource]. URL: <https://www.eurocontrol.int/concept/free-route-airspace> (дата обращения: 30.01.2022).

информации об активности всех соответствующих зон зарезервированного воздушного пространства, чтобы выбрать траекторию полёта, позволяющую им избежать попадания в эти зоны [11].

Органы ОВД, пользователи воздушного пространства и другие заинтересованные организации будут получать обновлённую информацию в отношении деятельности в зарезервированном воздушном пространстве (RSA) – части воздушного пространства, где общее воздушное движение может быть ограничено.

В контексте концепции FRA к резервированию относится воздушное пространство определённых размеров для исключительного использования конкретными пользователями, включая временно зарезервированные районы (TRA), временно выделенные районы (TSA), районы, пересекающие государственную границу (СВА), опасные зоны (D), зоны ограничения полётов (R), запретные зоны (P), районы и любые специально активизированные зоны, в которых осуществляется гражданская или военная деятельность по использованию воздушного пространства (ИБП). Резервирование воздушного пространства может быть постоянно активным (например, запретные зоны) и активным в течение определённых периодов времени и на разных эшелонах полёта (TSA) (рис. 5.).

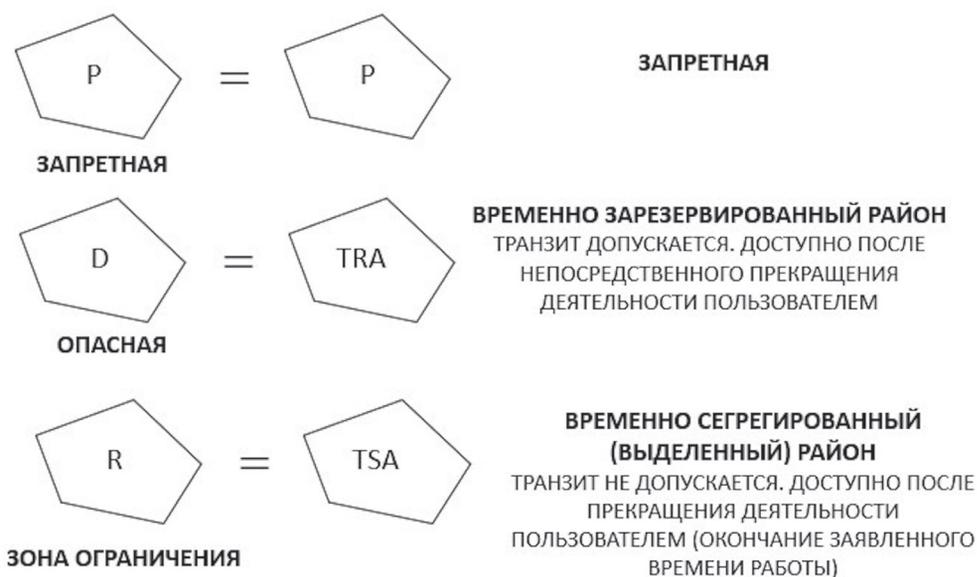


Рис. 5. Элементы гибкого ИВП

Активизация зарезервированного воздушного пространства зависит от степени координации (в том числе гражданско-военной координации) и от статуса деятельности в этой зоне. В FRA существует возможность реконфигурации резервирования воздушного пространства для решения различных задач. В районах, где позволяют процедуры координации (включая гражданско-военные процедуры координации) и условия доступа в воздушное пространство, пользователи имеют право указывать маршрут в плане полёта через зарезервированное воздушное пространство.

В некоторых случаях возможно предоставление тактического изменения маршрута, если воздушное пространство будет недоступно для пересечения<sup>3</sup>. Ожидаемая максимальная дополнительная длина тактического изменения маршрута должна быть опубликована в национальных документах аэронавигационной информации. В случаях, когда зарезервированное воздушное пространство недоступно для пересечения, устанавливаются промежуточные точки FRA для

<sup>3</sup> European Route Network Improvement Plan [Electronic resource]. URL: <https://www.eurocontrol.int/sites/default/files/publication/files/ernip-framework-document.pdf> (дата обращения: 22.05.2023).

обеспечения планирования полёта за пределами зарезервированного воздушного пространства и обеспечения безопасного разделения от иной деятельности по ИВП.

Координаты промежуточных точек FRA должны быть опубликованы в национальных документах аэронавигационной информации. Кроме того, публикации подлежат местоположение секторов воздушного пространства свободной маршрутизации, требования к воздушным судам, правила планирования и выполнения полётов в воздушном пространстве свободной маршрутизации [12].

Мероприятия по внедрению воздушного пространства свободной маршрутизации уже сегодня реализуются в верхнем воздушном пространстве до FL540 района полётной информации Калининград и сектора Океанический района полётной информации Магадан.

Деятельность по установлению условных маршрутов ОВД и внедрению воздушного пространства свободной маршрутизации, которая ведётся в настоящее время, подтверждает актуальность проведённого автором обзора.

Показатель активности зон ограничений полётов даёт представление о том, применение какой категории условного маршрута (CDR 1, CDR 2 или CDR 3, см. рис. 4) возможно в конкретном районе. Так, например, полёты ВС по маршрутам CDR 1 или CDR 2 возможны над территорией, в пределах которой зоны ограничения полётов не активировались или фактически используются в течение краткосрочного периода времени.

Выполнение полётов в воздушном пространстве с постоянно действующими ограничениями, установленными заинтересованными организациями, будет возможно только на кратковременной основе по указанию органа ОВД по недоступному для планирования условному маршруту CDR 3 (см. рис. 4).

## Заключение

Практическая значимость изучения показателей активности зон ограничения полётов, имеющих различный режим работы и принадлежность, обусловлена возможностью формирования условных маршрутов определённой категории с учётом фактического использования соответствующих зон.

Внедрение таких маршрутов позволит решить проблемы с пропускной способностью воздушного пространства, связанные с ограничениями его использования.

Заявленное время ИВП в зонах ограничения полётов пользователями, в интересах которых установлены данные зоны, зачастую значительно меньше фактического.

Переход от фиксированных маршрутов ОВД к свободной маршрутизации открывает новые преимущества не только для пользователей воздушного пространства, но и для провайдеров профильных услуг – снижаются эксплуатационные расходы в результате сокращения траектории полёта, минимизируются эмиссионные выбросы CO<sub>2</sub> в окружающую среду.

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

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

## Список источников

1. Принятие решения в задачах управления воздушным движением. Методы и алгоритмы / под ред. Е. Е. Нечаева. Москва: Радиотехника, 2018. 432 с.
2. Вопросы расследования авиационных событий с факторами организации воздушного движения (ОрВД) / под ред. С. А. Сулаева. Москва: Авиаиздат, 2015. 435 с.
3. Чехов И. А. Оценка перспективной системы планирования полётов воздушных судов государственной авиации в зоне ответственности Московского зонального центра ЕС ОрВД // Научный вестник МГТУ ГА. 2016. № 226. С. 70–75.

4. Скряпник О. Н., Арефьева Н. Г., Арефьев Р. О. Оптимизация траектории полёта воздушного судна в динамическом поле точности ГЛОНАСС // Научный вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21. № 05. С. 56–66. <https://doi.org/10.26467/2079-0619-2018-21-5-56-66>
5. Сулаев С. А., Чехов И. А. Математическая модель оценки уровня безопасности воздушного движения в зонах ОВД с высокой интенсивностью полётов // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2019. № 29. С. 107–115.
6. Рубаков С. В. Современные методы анализа данных // Наука. Инновации. Образование. 2008. Т. 3. № 4. С. 165–176.
7. Доронина Л. С., Каскинова Д. И. Статистические методы анализа данных // Научно-практические исследования. 2017. № 7(7). С. 49–52.
8. Галоян О. Т., Ерохина Е. В. Методы и техники анализа больших данных // Тенденции развития науки и образования. 2020. № 62-10. С. 24–27. <https://doi.org/10.18411/lj-06-2020-207>
9. Рудельсон Л. Е., Смородский С. Н., Чернышева В. А. Динамическая дисциплина формирования потоков при совместном использовании общесистемной информации // Научный вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21. № 06. С. 79–91. <https://doi.org/10.26467/2079-0619-2018-21-6-79-91>
10. Стулов А. В., Кириков Ю. Н., Карасев К. В., Титов А. Н., Ильин А. П., Андриенко О. И. Состояние внедрения навигации, основанной на характеристиках (PBN), в воздушном пространстве Российской Федерации // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2021. № 35. С. 142–151.
11. Соколов П. С., Шост К. К. Концепция гибкого использования воздушного пространства // Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации. 2019. № 2(23). С. 64–74.
12. Ротар С. В. В небе над океаном. Всё больше свободных маршрутов // Профессиональный журнал авиационной отрасли Air traffic control. 2021. № 2(13). С. 26–29.

## References

1. Prinyatie resheniya v zadachakh upravleniya vozdushnym dvizheniem. Metody i algoritmy [Decision making in air traffic control problems. Methods and algorithms]. Nechaev E. E. (Ed). Moscow, Radiotekhnika publ., 2018, 432 p. (In Russ.)
2. Voprosy rassledovaniya aviatsionnykh sobytij s faktorami organizatsii vozdushnogo dvizheniya (OrVD) [Issues of investigation of aviation events with air traffic management (ATM) factors]. Sulaev S. A. (Ed). Moscow, Aviaizdat publ., 2015, 435 p. (In Russ.)
3. Chekhov I. A. Estimation of the perspective airspace use planning system for aircraft of the state aviation in Moscow CFPU, *Civil Aviation High Technologies*, 2016, no. 226, pp. 70–75. (In Russ.)
4. Skrypnik O. N., Arefyeva N. G., Arefyev R. O. Optimization of an aircraft flight trajectory in the GLONASS dynamic accuracy field, *Civil Aviation High Technologies*, 2018, vol. 21, no. 05, pp. 56–66. (In Russ.) <https://doi.org/10.26467/2079-0619-2018-21-5-56-66>
5. Sulaev S. A., Chekhov I. A. Mathematical model of safety level assessment of air traffic in ATC areas with high flight intensity, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2019, no. 29, pp. 107–115. (In Russ.)
6. Rubakov S. V. Sovremennyye metody analiza dannykh, *Nauka. Innovatsii. Obrazovanie*, 2008, vol. 3, no. 4, pp. 165–176. (In Russ.)
7. Doronina L. S., Kaskinova D. I. Statisticheskie metody analiza dannykh, *Nauchno-prakticheskie issledovaniya*, 2017, no. 7(7), pp. 49–52. (In Russ.)
8. Galoyan O. T., Erokhina E. V. Metody i tekhniki analiza bol'shikh dannykh, *Tendentsii razvitiya nauki i obrazovaniya*, 2020, no. 62-10, pp. 24–27. (In Russ.) <https://doi.org/10.18411/lj-06-2020-207>
9. Rudel'son L. E., Smorodskiy S. N., Chernyshyova V. A. Dynamic discipline of parallel service in concept flight and flow – information for a collaborative environment, *Civil Aviation High Technologies*, 2018, vol. 21, no. 06, pp. 79–91. (In Russ.) <https://doi.org/10.26467/2079-0619-2018-21-6-79-91>

10. Stulov A. V., Kirikov Yu. N., Karasev K. V., Titov A. N., Il'in A. P., Andrienko O. I. Status of performance based navigation (PBN) implementation in the airspace of the Russian Federation, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2021, no. 35, pp. 142–151. (In Russ.)
11. Sokolov P. S, Shost K. K. The concept of flexible use of airspace, *The Bulletin of Saint Petersburg State University of Civil Aviation*, 2019, no. 2(23), pp. 64–74. (In Russ.)
12. Rotar S. V. In the sky over the ocean. More free routes. *Professional`nyj zhurnal aviatsionnoj otrasli Air traffic control*, 2021, no. 2(13), pp. 26–29. (In Russ.)

### **Информация об авторе**

**Гончаренко Яна Викторовна**, аспирант, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия, goncharenko.ya.v@yandex.ru

### **Author information**

**Goncharenko Yana V.**, Post Graduate Student, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, goncharenko.ya.v@yandex.ru

*Статья поступила в редакцию 28.12.2022; одобрена после рецензирования 15.05.2023; принята к публикации 22.05.2023.  
The article was submitted 28.12.2022; approved after reviewing 15.05.2023; accepted for publication 22.05.2023.*

Научная статья  
УДК 656.7.052.002.5

## ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАДЕРЖЕК ПРИ ОБРАБОТКЕ И ПЕРЕДАЧЕ ДАННЫХ НАБЛЮДЕНИЯ В СИСТЕМЕ ВЕЩАТЕЛЬНОГО АВТОМАТИЧЕСКОГО ЗАВИСИМОГО НАБЛЮДЕНИЯ

И. В. АЛИПОВ, С. В. КУЗНЕЦОВ, В. В. ДУПИКОВ, А. А. ЕЩЕНКО

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

**Аннотация.** Проведены исследования и оценка задержек при обработке и передаче данных в системе вещательного автоматического зависимого наблюдения (АЗН-В), установленной в Самарском крупном центре (УЦ). До настоящего времени в исследованиях больше внимания уделялось оценке задержек данных АЗН-В в бортовом оборудовании воздушного судна (ВС) при подготовке и передаче данных в наземную часть системы АЗН-В. В рамках настоящего исследования оценены общие задержки прохождения данных через наземную часть системы АЗН-В, задержки при обработке данных АЗН-В в наземных станциях и задержки при передаче данных АЗН-В от наземных станций АЗН-В до потребителя. Для обеспечения точности и надёжности результата предварительно была отработана специальная методика проведения экспериментальной части исследования. Собран большой пакет данных (отметки времени и идентификация) по прохождению информации АЗН-В, начиная от получения наземными станциями данных с ВС и до передачи полученной и обработанной информации потребителю – диспетчеру управления воздушным движением. Проведена математическая обработка собранного материала. Получены статистические характеристики: математические ожидания времени обработки данных на различных компонентах наземной системы АЗН-В, стандартные отклонения, максимальные и минимальные задержки. Проведён анализ полученных результатов. Выявлены отдельные случаи нарушения очевидной последовательности времён.

**Ключевые слова:** вещательное автоматическое зависимое наблюдение, задержки данных, организация воздушного движения, аэронавигация, транспортные системы страны, интеллектуальные транспортные системы, обслуживание воздушного движения

**Для цитирования:** Алипов И. В., Кузнецов С. В., Дупиков В. В., Ещенко А. А. Исследование задержек при обработке и передаче данных наблюдения в системе вещательного автоматического зависимого наблюдения // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 42. С. 153–160.

## STUDY OF THE DELAY IN THE PROCESSING AND TRANSMISSION OF SURVEILLANCE DATA IN THE ADS-B SYSTEM

I. V. ALIPOV, S. V. KUZNETSOV, V. V. DUPIKOV, A. A. ESHCHENKO

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

**Abstract.** The article provides the estimation of delays in the processing and transmission of surveillance data in the ADS-B system of the Samara FIR. To date, more attention has been paid in research to the assessment of the delays of the ADS-B data in the on-board equipment of the aircraft during the processing and transfer the data to the ground part of the ADS-B system. Within the framework of this study, the total delays in data

transmission through the ground part of the ADS-B system, delays in processing ADS-B data in ground stations and delays in transmitting ADS-B data from ground stations to the consumer are estimated. To ensure the accuracy and reliability of the result, a special method of conducting the experimental part of the study was previously worked out. A large data package (timestamps and identification) has been collected related to the passage of the information of the ADS-B, starting from the receipt of data from the aircraft by ground stations and up to the transmission of the received and processed information to the consumer – the air traffic controller. Standard processing of the collected data was carried out. Statistical characteristics were obtained: mean of data processing time in various components of the ground-based system of the ADS-B, standard deviations, maximum and minimum delays. The analysis of the obtained results is carried out. Isolated cases of violation of the natural sequence of times have been identified.

**Keywords:** Automatic Dependent Surveillance – Broadcast, data delays, air traffic management, air navigation, national transport systems, intelligent transport systems, air traffic services

**For citation:** Alipov I. V., Kuznetsov S. V., Dupikov V. V., Eshchenko A. A. Study of the delay in the processing and transmission of surveillance data in the ADS-B system, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 42, pp. 153–160. (In Russ.)

## Введение

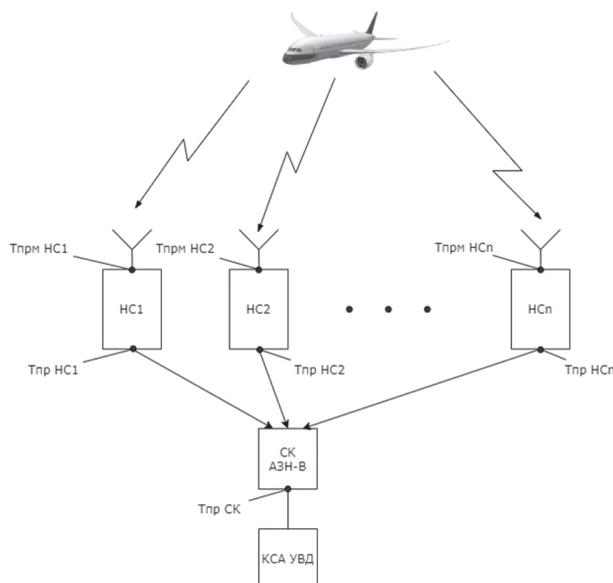
В настоящее время в аэронавигации отечественные системы наблюдения обслуживания воздушного движения (ОВД) всё в большей степени становятся мультисенсорными, а данные наблюдения от различных сенсоров/средств наблюдения проходят совместную, или мультисенсорную, обработку в комплексах средств автоматизации управления воздушным движением (КСА УВД) [1]. По существу, система наблюдения ОВД является частью большой интеллектуальной транспортной системы. В состав системы наблюдения, например, Самарского укрупнённого центра Единой системы организации воздушного движения (УЦ ЕС ОрВД) входят в качестве средств/источников информации наблюдения, наряду с радиолокационными станциями, также комплекс средств – 10 наземных станций и сервер-коммутатор – вещательного автоматического зависимого наблюдения (АЗН-В).

Определённые различными сенсорами в разные моменты времени координаты одного и того же объекта – ВС – прогнозируются затем КСА УВД на момент отображения формируемой синтетической метки данного ВС на индикаторе воздушной обстановки. При этом точность и надёжность прогноза существенно зависят от его глубины, характеризуемой, главным образом, задержками в каналах наземной связи и временем обработки данных наблюдения. В рамках научно-исследовательской экспериментальной работы [2], проведённой в 2019–2020 гг. на базе Самарского УЦ, были, в том числе, подробно исследованы задержки в наземной системе АЗН-В данных, поступающих с борта ВС.

## Методика проведения эксперимента

В качестве исходных данных использовался суточный (31.01.2021) массив данных наблюдения АЗН-В. Он включал в себя данные о 627 полётах, около 2 млн донесений в формате протокола Asterix 21 [3], записанных с выхода сервера-коммутатора, а также записи с выхода наземных станций АЗН-В, расположенных в Самаре, Уфе, Оренбурге, Орске, Чебоксарах, Ульяновске, Казани, Набережных Челнах, Бугульме и Пензе.

Для анализа задержек при обработке и передаче данных АЗН-В использовались: время приёма каждой наземной станцией сообщений АЗН-В от ВС, время передачи донесений с выхода каждой станции и время передачи донесений с выхода сервера-коммутатора [4–6]. Схема сбора информации о времени приёма и передачи данных АЗН-В приведена на рис. 1.



**Рис. 1.** Схема сбора информации о времени приёма и передачи данных АЗН-В: НС1...НСп – наземные станции, СК – сервер-коммутатор

Наземная станция получает сообщение с борта ВС и на его основе формирует донесение. Каждое донесение наземной станции содержит информацию об определённых на борту ВС координатах и времени  $T_{прм\ НСx}$  ( $x$  – номер НС, см. рис. 1), их получения станцией (поле I021/073 протокола Asterix 21), а также время  $T_{пр\ НСx}$  (см. рис. 1) передачи станцией данного донесения в сервер-коммутатор (поле I021/077 протокола Asterix 21).

Сообщение с борта ВС может быть принято несколькими наземными станциями АЗН-В, которые обработают это сообщение, сформируют донесения и отправят серверу-коммутатору. Поскольку вся информация в данных донесениях идентична, сервер-коммутатор выберет первое и, вставив в поле I021/077 протокола Asterix 21 время  $T_{пр\ СК}$  (см. рис. 1) выдачи этого донесения, отправит пользователю (КСА УВД).

В рамках проведённого исследования задержек данных наблюдения рассчитывались следующие параметры:

1. Общая задержка данных АЗН-В как разница времён выдачи донесения сервера-коммутатора  $T_{пр\ СК}$  и приёма сообщения наземной станцией  $T_{прм\ НС}$ . Общая задержка данных АЗН-В рассчитывалась для всех донесений, переданных сервером-коммутатором.

2. Задержка при обработке данных в наземных станциях, как разница времён выдачи донесения наземной станции  $T_{пр\ НС}$  и приёма сообщения наземной станцией  $T_{прм\ НС}$ . Данная оценка проводилась по всем станциям.

3. Задержка на доставку данных АЗН-В от наземной станции к серверу-коммутатору по наземным каналам связи и время обработки данных в сервере-коммутаторе, как разница времён передачи донесения сервера-коммутатора  $T_{пр\ СК}$  и передачи донесения наземной станцией  $T_{пр\ НС}$ . Предварительно определялось, от какой наземной станции сообщение было получено. Данная ассоциация проводилась по двум параметрам: времени приёма сообщения наземной станцией и мощности принятого сигнала (поле I021/132 протокола Asterix 21).

## Полученные результаты

Исследование задержек данных наблюдения в наземной системе АЗН-В включало исследование общей задержки в системе, а также исследование двух её составляющих: задержки в наземной станции и задержки в сервере-коммутаторе АЗН-В вместе с задержкой в наземных каналах связи.

1. Общая задержка данных АЗН-В, включая время обработки в наземной станции, задержку в наземных каналах связи и время обработки данных в сервере-коммутаторе.

На рис. 2 представлена усреднённая по всем наземным станциям гистограмма (в размерности плотности вероятности) общей задержки данных в наземной системе АЗН-В от момента получения наземной станцией сообщений АЗН-В с борта ВС до выдачи донесений АЗН-В на мультисенсорную обработку в систему УВД. Статистические параметры по общей задержке выдачи в систему УВД данных АЗН-В от конкретных НС сведены в табл. 1.

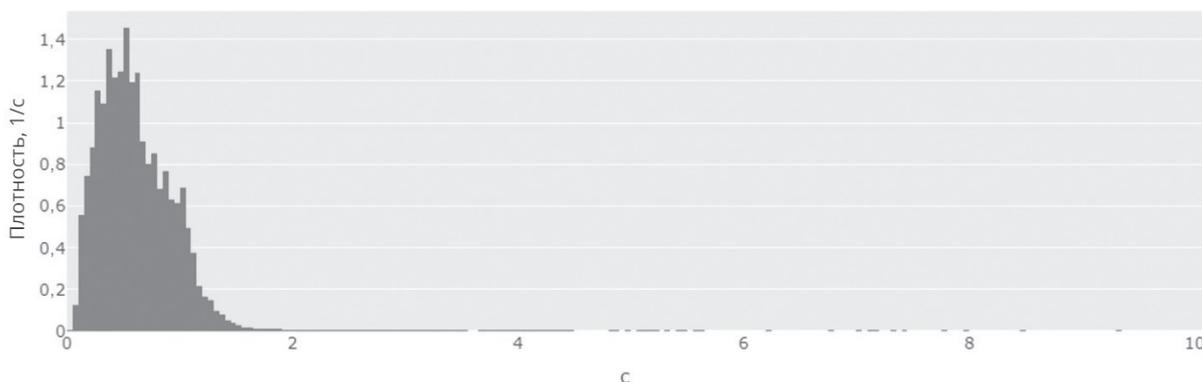


Рис. 2. Гистограмма общей задержки данных АЗН-В

Статистические показатели:

- математическое ожидание – 0,61 с;
- дисперсия – 0,09 с<sup>2</sup>;
- среднее квадратическое отклонение (СКО) – 0,31 с;
- среднеквадратичное значение (RMS) – 0,67 с;
- 90 % – 1,03 с;
- 95 % – 1,14 с;
- задержка более 1,5 с – 0,57 %.

Таблица 1

Статистические параметры общей задержки в наземной системе АЗН-В данных, поступающих от каждой станции

Наземные станции	Самара	Уфа	Оренбург	Орск	Чебоксары
Математическое ожидание, с	0,46	0,63	0,60	0,69	0,58
СКО, с	0,30	0,31	0,28	0,31	0,31
Задержка более 1,5 с, %	0,65	0,58	0,23	0,78	0,49
Наземные станции	Ульяновск	Пенза	Казань	Набережные Челны	Бугульма
Математическое ожидание, с	0,50	0,64	0,59	0,57	0,56
СКО, с	0,26	0,33	0,30	0,28	0,26
Задержка более 1,5 с, %	0,08	0,98	0,55	0,25	0,10

2. Время обработки данных в наземных станциях.

На рис. 3 приведена усреднённая (по всем наземным станциям) гистограмма времени предварительной обработки данных АЗН-В в наземных станциях.

Статистические параметры по каждой отдельной станции сведены в табл. 2.

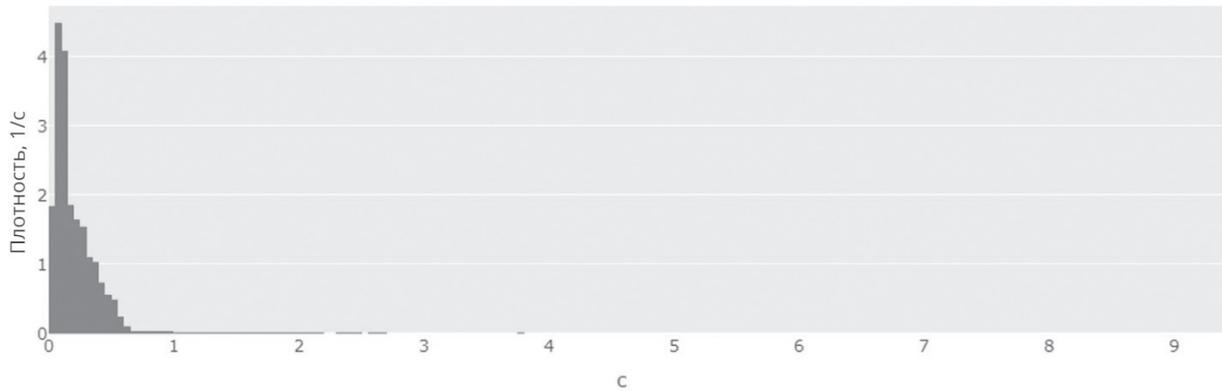


Рис. 3. Гистограмма времени обработки данных АЗН-В в наземных станциях

Статистические показатели:

- математическое ожидание – 0,21 с;
- дисперсия – 0,07 с<sup>2</sup>;
- СКО – 0,26 с;
- RMS – 0,34 с;
- 90 % – 0,46 с;
- 95 % – 0,54 с;
- задержка более 1,5 с – 0,38 %.

Таблица 2

Статистические параметры задержки обработки данных в наземных станциях

Наземные станции	Самара	Уфа	Оренбург	Орск	Чебоксары
Математическое ожидание, с	0,16	0,26	0,24	0,24	0,22
СКО, с	0,17	0,38	0,2	0,21	0,18
Превышение 1,5 с, %	0,04	1,16	0,11	0,15	0,07
Наземные станции	Ульяновск	Пенза	Казань	Набережные Челны	Бугульма
Математическое ожидание, с	0,22	0,22	0,26	0,23	0,22
СКО, с	0,20	0,20	0,43	0,21	0,17
Превышение 1,5 с, %	0,12	0,13	1,4	0,14	0,05

3. Время на доставку данных АЗН-В от наземной станции к серверу-коммутатору «Гелиос» по наземным каналам связи и обработку данных в сервере-коммутаторе.

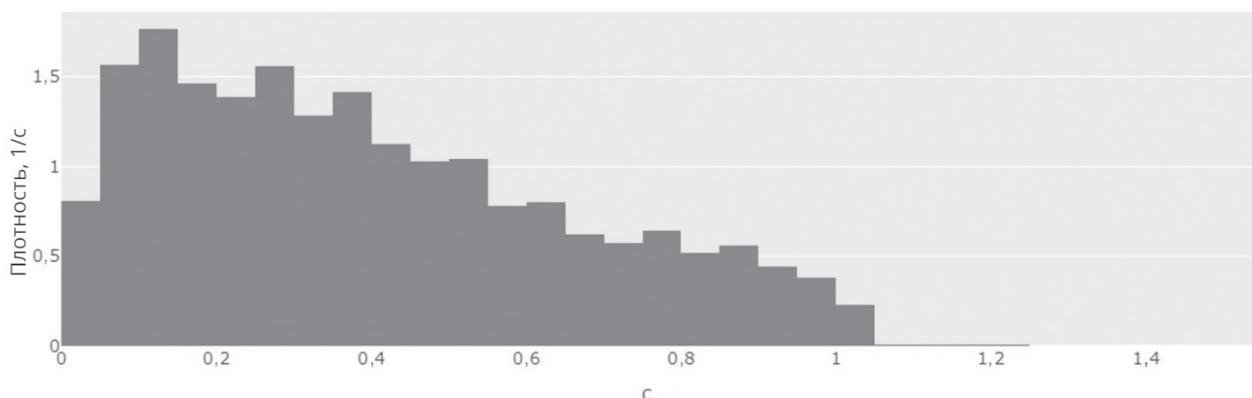
На рис. 4 показана усреднённая (по всем наземным станциям) гистограмма времени обработки данных АЗН-В в сервере-коммутаторе вместе с временем доставки данных АЗН-В от наземной станции к серверу.

Статистические параметры гистограммы сведены в табл. 3.

Статистические показатели:

- математическое ожидание – 0,40 с;
- дисперсия – 0,07 с<sup>2</sup>;
- СКО – 0,26 с;
- RMS – 0,48 с;
- 90 % – 0,81 с;

- 95 % – 0,90 с;
- задержка более 1,5 с – 0,0001 %.



**Рис. 4.** Гистограмма суммарного времени доставки данных АЗН-В от наземных станций и их обработки в сервере-коммутаторе

**Таблица 3**

Статистические параметры задержки обработки данных АЗН-В в сервере-коммутаторе вместе с временем доставки данных АЗН-В от НС к серверу

Наземные станции	Самара	Уфа	Оренбург	Орск	Чебоксары
Математическое ожидание, с	0,32	0,43	0,39	0,47	0,39
СКО, с	0,25	0,43	0,25	0,27	0,26
Наземные станции	Ульяновск	Пенза	Казань	Набережные Челны	Бугульма
Математическое ожидание, с	0,32	0,44	0,39	0,37	0,37
СКО, с	0,23	0,28	0,26	0,25	0,25

Из представленных материалов следует, что:

- математическое ожидание времени обработки данных АЗН-В в наземной станции по данным со всех наземных станций составило 0,21 с при СКО=0,26 с; максимальные средние задержки зафиксированы на наземных станциях Уфа и Казань (0,26 с), минимальная средняя задержка – на наземной станции Самара (0,16 с);

- математическое ожидание времени на передачу данных АЗН-В от наземной станции к серверу-коммутатору и их обработку в сервере-коммутаторе по данным со всех наземных станций составило 0,40 с при СКО=0,26 с; максимальная средняя задержка зафиксирована в направлении «наземная станция Орск – сервер» (0,47 с), минимальная средняя задержка – в направлении «наземная станция Самара – сервер» (0,32 с);

- доминирующее положение в бюджете общей задержки данных в наземной системе АЗН-В занимает время доставки донесений от наземной станции до сервера и обработка донесений в сервере (~65 %); обработка донесений в наземных станциях занимает ~35 % бюджета;

- имеют место (0,57 %) значительные (до 10 с) задержки, превышающие требование нормативных документов (не более 1,5 с) [7, 8].

Дополнительный анализ задержек на часовых интервалах в течение суток показал незначительное их увеличение в интервалах (9–11) ч и (17–19) ч, что, вероятно, связано с повышенной интенсивностью воздушного движения в эти часы.

Также были обнаружены отдельные случаи нарушения очевидной последовательности времён, когда значение времени, проштампованного на выходе наземной станции, превышало время на выходе сервера-коммутатора.

### Заключение

Как показано авторами на примере системы наблюдения ОВД Самарского УЦ ЕС ОрВД, подавляющее большинство (99,43 %) донесений АЗН-В поступают на мультисенсорную обработку в систему УВД с задержкой, не превышающей установленное нормативными документами значение 1,5 с. Остальная часть донесений с большими задержками должна выявляться, а содержащиеся в них данные должны игнорироваться. Это диктует необходимость организации мониторинга параметра (Тпр СК) сервера-коммутатора в КСА УВД.

С целью устранения проблемы нарушения последовательности времён на выходах наземных станций и сервера-коммутатора, возможно связанных с синхронизацией времени UTC на наземных станциях и сервере-коммутаторе или с некорректной обработкой данных в сервере, потребуется проведение дополнительного исследования выявленных случаев.

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

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

### Список источников

1. Verbraak T. L., Ellerbroek J., Sun J., Hoekstra J. M., Large-Scale ADS-B Data and Signal Quality Analysis, *Proceedings of the 12th USA/Europe Air Traffic Management R&D Seminar; ATM 2017*, Seattle, 27–30 June 2017, EUROCONTROL, 2017, pp. 228–237. URL: [https://www.researchgate.net/publication/317599939\\_Large-Scale\\_ADS-B\\_Data\\_and\\_Signal\\_Quality\\_Analysis](https://www.researchgate.net/publication/317599939_Large-Scale_ADS-B_Data_and_Signal_Quality_Analysis) (дата обращения: 05.05.2023).
2. Отчет о НИР. Проведение исследований по внедрению вещательного автоматического зависимого наблюдения в практику ОВД на примере Самарского УЦ ЕС ОрВД, Филиал «НИИ Аэронавигации» ФГУП ГосНИИ ГА, Москва, 2018, 312 с.
3. Eurocontrol Standart Document for Surveillance Data Exchange, Part 12: Category 021, ADS-S Reports, May 2011, 64 p.
4. Modeling ADS-B Out System Latency, *31st Digital Avionics Systems Conference*, FAA, 2012, 24 p.
5. Алипов И. В., Кузнецов В. Л. Моделирование «тонкой» структуры вероятностного распределения невязок в показаниях АЗН-В и ВОРЛ. Некомпенсированная задержка // Научный вестник МГТУ ГА. 2019. Т. 22. № 4. С. 8–20.
6. Yasuyuki Kakubari, Yoshio Kosuge, Tadashi Koga, ADS-B latency estimation technology for surveillance performance assessment, Electronic Navigation Research Institute (ENRI), Work-shop on ATM/CNS, Tokyo, 2017, 4 p.
7. Technical Specification for a 1090 MHz Extended Squitter ADS-B Ground System, EU-ROCAE, ED-129B, 2016, 343 p.
8. Сертификационные требования (базис) к системе радиовещательного/вещательного автоматического зависимого наблюдения, Федеральное агентство воздушного транспорта, 2021, 41 с. URL: <http://favt.gov.ru/sertifikaciya-avia-tehniky-oborudovaniya-sertif-trebovaniya-rtop/> (дата обращения: 19.12.2022).

### References

1. Verbraak T. L., Ellerbroek J., Sun J., Hoekstra J. M., Large-Scale ADS-B Data and Signal Quality Analysis, *Proceedings of the 12th USA/Europe Air Traffic Management R&D Seminar; ATM 2017*, Seattle,

27–30 June 2017, EUROCONTROL, 2017, pp. 228–237, available at: [https://www.researchgate.net/publication/317599939\\_Large-Scale\\_ADS-B\\_Data\\_and\\_Signal\\_Quality\\_Analysis](https://www.researchgate.net/publication/317599939_Large-Scale_ADS-B_Data_and_Signal_Quality_Analysis) (accessed: 05.05.2023).

2. Otchet o NIR. Provedenie issledovaniy po vnedreniyu veshchatel'nogo avtomaticheskogo zavisimogo nablyudeniya v praktiku OVD na primere Samarskogo UC ES OrVD, The Branch “Institute of Air Navigation” of GosNII GA, Moscow, 2018, 312 p.

3. Eurocontrol Standart Document for Surveillance Data Exchange, Part 12: Category 021, ADS-S Reports, May 2011, 64 p.

4. Modeling ADS-B Out System Latency, *31st Digital Avionics Systems Conference*, FAA, 2012, 24 p.

5. Alipov I. V., Kuznetsov V. L., Modeling of the “thin” structure probability discrepancy distribution in the indications of ADS-B and SSR. Uncompensated latency, *Civil Aviation High Technologies*, 2019, vol. 22, no. 4, pp. 8–20. (In Russ.)

6. Yasuyuki Kakubari, Yoshio Kosuge, Tadashi Koga, ADS-B latency estimation technology for surveillance performance assessment, Electronic Navigation Research Institute (ENRI), Work-shop on ATM/CNS, Tokyo, 2017, 4 p.

7. Technical Specification for a 1090 MHz Extended Squitter ADS-B Ground System, EU-ROCAE, ED-129B, 2016, 343 p.

8. Sertifikacionnye trebovaniya (bazis) k sisteme radioveshchatel'nogo/veshchatel'nogo avtomaticheskogo zavisimogo nablyudeniya, Federal'noe agentstvo vozdushnogo transporta, 41 p., available at: <http://favt.gov.ru/sertifikaciya-avia-tehnikiy-oborudovaniya-sertif-trebovaniya-rtop/> (accessed: 19.12.2022). (In Russ.)

### Информация об авторах

**Алипов Иван Владимирович**, кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, [alipov@atminst.ru](mailto:alipov@atminst.ru)

**Кузнецов Сергей Вадимович**, заместитель начальника отдела – начальник сектора, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, [kuznetsov@atminst.ru](mailto:kuznetsov@atminst.ru)

**Дупиков Валентин Владимирович**, ведущий научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, [dupikov@atminst.ru](mailto:dupikov@atminst.ru)

**Ещенко Александр Александрович**, директор Научного центра Аэронавигации НТК ОрВД, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, [Eshchenko\\_AA@gosniiga.ru](mailto:Eshchenko_AA@gosniiga.ru)

### Authors information

**Alipov Ivan V.**, Candidate of Sciences (Engineering), Leading Research Fellow, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, [alipov@atminst.ru](mailto:alipov@atminst.ru)

**Kuznetsov Sergei V.**, Deputy Head of Department – Head of Sector, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, [kuznetsov@atminst.ru](mailto:kuznetsov@atminst.ru)

**Dupikov Valentin V.**, Leading Research Fellow, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, [dupikov@atminst.ru](mailto:dupikov@atminst.ru)

**Eshchenko Aleksandr A.**, Head of Scientific Center of Air Navigation, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, [Eshchenko\\_AA@gosniiga.ru](mailto:Eshchenko_AA@gosniiga.ru)

Статья поступила в редакцию 06.10.2022; одобрена после рецензирования 21.04.2023; принята к публикации 05.05.2023.

The article was submitted 06.10.2022; approved after reviewing 21.04.2023; accepted for publication 05.05.2023.

Научная статья  
УДК 621.396.969

## О ВОЗМОЖНОСТИ ДИСТАНЦИОННОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЭЛЕКТРОФИЗИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОТНОСИТЕЛЬНО ГЛАДКИХ ПОДСТИЛАЮЩИХ ПОКРОВОВ МЕТОДАМИ ПАССИВНОЙ МИКРОВОЛНОВОЙ РАДИОПОЛЯРИМЕТРИИ

Э. А. БОЛЕЛОВ<sup>1</sup>, А. И. КОЗЛОВ<sup>1,2</sup>, И. Б. ГУБЕРМАН<sup>2</sup>, А. А. ЕЩЕНКО<sup>2</sup>, И. Н. ШЕСТАКОВ<sup>2</sup>

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

<sup>2</sup> *Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия*

**Аннотация.** В статье показана возможность дистанционного определения пригодности подстилающего покрова для его использования в качестве опоры для решения различных практических задач типа возможности посадки, сброса грузов, поиска скрытых объектов и выполнения аналогичных работ в тех случаях, когда определить это заранее не представляется возможным. Такая задача возникает, например, в процессе выполнения полёта, когда необходимо подобрать площадку для аварийной посадки, чтобы причинённый возможный ущерб был минимальным. Аналогичная задача возникает при использовании дистанционно управляемых беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) в интеллектуальных транспортных системах и транспортных системах страны для доставки грузов в труднодоступные места на неподготовленные площадки. В этом случае сброс груза на неподходящую для этого площадку может привести к его потере и разрушению. Методами пассивной радиополяриметрии решены задачи определения электрофизических параметров гладких излучающих объектов и характеристик поверхностного слоя. Описаны физические процессы, протекающие при формировании собственного микроволнового радиоизлучения, и изложены принципы микроволновой радиометрии. Приведённые методы позволяют оценивать качество подстилающего покрова и дистанционно определять его пригодность для выполнения различных практических задач для БПЛА с применением интеллектуальных транспортных систем.

**Ключевые слова:** микроволновая радиометрия, дистанционное определение характеристик, электрофизические характеристики, подстилающий покров, посадочная площадка, беспилотный летательный аппарат, воздушное судно, интеллектуальные транспортные системы, транспортные системы страны

**Для цитирования:** Болелов Э. А., Козлов А. И., Губерман И. Б., Ещенко А. А., Шестаков И. Н. О возможности дистанционного определения электрофизических характеристик относительно гладких подстилающих покровов методами пассивной микроволновой радиополяриметрии // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 42. С. 161–172.

## ABOUT THE POSSIBILITY OF REMOTE DETERMINATION OF THE ELECTROPHYSICAL CHARACTERISTICS OF RELATIVELY SMOOTH UNDERLYING COVERS USING PASSIVE MICROWAVE RADIOPOLARIMETRY METHODS

E. A. BOLELOV<sup>1</sup>, A. I. KOZLOV<sup>1,2</sup>, I. B. GUBERMAN<sup>2</sup>, A. A. ESHCHENKO<sup>2</sup>, I. N. SHESTAKOV<sup>2</sup>

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

<sup>2</sup> *The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia*

**Abstract.** The article shows the possibility of remotely determining the suitability of the underlying cover for its use as a support for solving various practical problems such as the possibility of landing, dropping cargo, searching for hidden objects and performing similar work in cases where it is not possible to determine this in advance. Such problems arise, for example, during the flight, when it is necessary to select a site for an emergency landing so that the possible damage caused is minimal. Remotely controlled unmanned aerial vehicles (UAVs) in the intelligent transport systems and transport systems of the country solve various problems, including the delivery of goods to hard-to-reach places on unprepared sites. In this case, dropping the cargo can lead to its loss and destruction. The problems of determining the electrophysical parameters of smooth radiating objects and the characteristics of the surface layer are solved by the methods of passive radio polarimetry. The physical processes that occur during the formation of intrinsic microwave radiation are described, and the principles of microwave radiometry are outlined. The above methods make it possible to evaluate the quality of the underlying cover and remotely determine its suitability for performing various practical tasks for UAVs using intelligent transport systems.

**Keywords:** microwave radiometry, remote characterization, electrophysical characteristics of smooth underlying covers, landing site selection, unmanned aerial vehicle, aircraft, intelligent transport systems, transport systems of the country

**For citation:** Bolelov E. A., Kozlov A. I., Guberman I. B., Eshchenko A. A., Shestakov I. N. About the possibility of remote determination of the electrophysical characteristics of relatively smooth underlying covers using passive microwave radiopolarimetry methods, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 42, pp. 161–172. (In Russ.)

## Введение

Широкое применение беспилотной авиации в транспортных системах страны для решения как народнохозяйственных, так и военных задач требует чёткой детализации оперативных знаний о различных электрофизических и геометрических характеристиках мест доставки грузов. Особенно остро такая потребность возникает при оценке места посадки беспилотного воздушного судна (ВС) или летательного аппарата, а также при оценке возможности сброса груза в то или иное место.

Как показывает практика, достаточно надёжным инструментом решения этих сугубо радиолокационных задач выступает микроволновая радиометрия, опирающаяся на анализ собственного микроволнового излучения объектов наблюдения.

Информация об исследуемом объекте (подстилающей поверхности) содержится в угловой зависимости радиояркой температуры, большую роль в её искажении (сокрытии) играет характер внешней стороны самой поверхности (степень её гладкости, шероховатости).

Если речь идёт об условно гладких подстилающих покровах, то здесь решение лежит в рамках классических формул Френеля, дающих возможность напрямую связать электрофизические характеристики (диэлектрическую проницаемость, проводимость) и термодинамическую температуру подстилающих покровов с радиояркими температурами, измеренными под различными углами наблюдения на двух любых ортогональных между собой поляризациях (например, горизонтальная – вертикальная, правый круг – левый круг) [1–3]. Имеется также несколько возможностей повышения достоверности результата такого решения – изменение угла  $\theta$  наблюдения (визирования), вида поляризации, длины волны.

## Определение проводимости, диэлектрической проницаемости и термодинамической температуры подстилающего покрова с использованием волн горизонтальной поляризации

Если для решения поставленной задачи использовать только волны горизонтальной поляризации, то согласно формулам Френеля взаимосвязь между углом наблюдения (визирования) и радиояркой температурой  $T(\theta_j)$  [1–4] описывается выражением

$$\frac{T(\theta_j)}{T_0} = 2 \frac{\sqrt{\varepsilon - \sin^2 \theta_j} + \sqrt{\varepsilon^* - \sin^2 \theta_j}}{|\cos \theta_j + \sqrt{\varepsilon^* - \sin^2 \theta_j}|^2} \cos \theta_j, \quad (1)$$

где  $\theta_j$  – угол визирования,  $j=1, 2, 3$ ;  $T_0$  – термодинамическая температура;  $\varepsilon$  – комплексная диэлектрическая проницаемость;  $\varepsilon^*$  – комплексно-сопряжённое значение  $\varepsilon$ .

Почти для всех подстилающих покровов  $\text{Re} \varepsilon \gg 2$ , а поэтому  $\theta < 30^\circ$  и, как следствие, можно с достаточно высокой степенью точности считать, что

$$\text{Re} \varepsilon \gg \sin^2 \theta. \quad (2)$$

Соотношение (2) для подстилающих покровов, у которых  $\text{Re} \varepsilon \gg 4$ , вполне приемлемо при углах визирования вплоть до углов  $\theta \sim (45-55)^\circ$ .

В этом случае допустимо приближение:

$$\sqrt{\varepsilon - \sin^2 \theta} \approx \sqrt{\varepsilon}.$$

Для дальнейшего рассмотрения удобно вместо комплексной диэлектрической проницаемости  $\varepsilon$  ввести характеристики  $\alpha$  и  $\beta$ , определяемые равенством

$$\sqrt{\varepsilon} = n = \alpha - \beta i. \quad (3)$$

В этом случае уравнение (1) примет вид

$$\frac{T(\theta_j)}{T_0} = \frac{4\alpha \cos \theta_j}{\alpha^2 + \beta^2 + 2\alpha \cos \theta_j + \cos^2 \theta_j}. \quad (4)$$

Равенство (4) представляет собой систему уравнений относительно трёх неизвестных величин: термодинамической температуры  $T_0$ , электрофизических характеристик  $\alpha$  и  $\beta$  подстилающего покрова, дающих возможность однозначного определения его проводимости, и диэлектрической проницаемости.

Результаты измерений радиояркостных температур на трёх различных углах  $\theta$  позволяют получить однозначное решение системы (4).

При проведении измерений можно обойти задачу прямого измерения радиояркостных температур путём их косвенных измерений в виде относительных значений (например, по отношению к радиояркостной температуре при вертикальном зондировании  $\theta = 0^\circ$ ):

$$\frac{T(0)}{T(\theta_j)} = k_j = \frac{\alpha^2 + \beta^2 + 2\alpha \cos \theta_j + \cos^2 \theta_j}{(1 + \alpha^2 + \beta^2 + 2\alpha) \cos \theta_j}. \quad (5)$$

Соотношение (5) представляет собой обычную классическую систему двух линейных уравнений относительно двух неизвестных величин  $|\varepsilon| = \alpha^2 + \beta^2$  и  $\alpha = \text{Re} n$ , решение которой имеет вид:

$$\left. \begin{aligned} 2\alpha &= \frac{k_1 \cos \theta_1 \sin^2 \theta_2 - k_2 \cos \theta_2 \sin^2 \theta_1 - \cos^2 \theta_1 + \cos^2 \theta_2}{k_2(1 - \cos \theta_1) \cos \theta_2 - k_1(1 - \cos \theta_2) \cos \theta_1 + \cos \theta_1 - \cos \theta_2}; \\ |\varepsilon| &= \frac{k_2(1 - \cos \theta_1) - k_1(1 - \cos \theta_2) + \cos \theta_1 - \cos \theta_2}{k_2(1 - \cos \theta_1) \cos \theta_2 - k_1(1 - \cos \theta_2) \cos \theta_1 + \cos \theta_1 - \cos \theta_2} \cos \theta_1 \cos \theta_2, \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

где  $k_1$  и  $k_2$  представляют собой отношение радиояркостной температуры, полученной при вертикальном зондировании –  $T(0)$ , к радиояркостным температурам, измеренным под углом  $\theta$  –  $T(\theta)$ , и определяются из (5) при  $j=1, 2$ .

Что касается термодинамической температуры, то теперь она может быть легко найдена:

$$T_0 = T(0) \frac{2(\cos \theta_1 - \cos \theta_2) \sin^2(\theta_1/2) \sin^2(\theta_2/2)}{k_1 \cos \theta_1 \sin^2 \theta_2 - k_2 \cos \theta_2 \sin^2 \theta_1 - \cos^2 \theta_1 + \cos^2 \theta_2}. \quad (7)$$

Соотношения (6) и (7) дают ответ на поставленные вопросы дистанционного определения термодинамической температуры и комплексного значения диэлектрической проницаемости подстилающего покрова.

Рассмотрим два частных случая.

1. Подстилающий покров представляет собой хороший проводник (морская вода, металл), у которого  $\text{Im} \varepsilon \gg \text{Re} \varepsilon$ . Если измерения проводить на длинных волнах, то это неравенство также будет выполняться. В этом случае вместо равенства (1) будем иметь:

$$\frac{T(\theta_j)}{T_0} = 2 \frac{(\sqrt{\varepsilon} + \sqrt{\varepsilon^*}) \cos \theta_j}{|\varepsilon|} = \frac{4 \alpha \cos \theta_j}{\alpha^2 + \beta^2}. \quad (8)$$

В связи с тем, что в рассматриваемой среде диэлектрические свойства «преобладают» над «металлическими», т. е.  $\text{Im} \varepsilon \gg \text{Re} \varepsilon$  и, как следствие  $\alpha = \beta$ , уравнение (8) преобразуется к виду:

$$\frac{T(\theta_j)}{T_0} = \frac{\cos \theta_j}{\alpha}. \quad (9)$$

Таким образом, при проведении измерений только на горизонтальной поляризации возможность определения термодинамической температуры и комплексной диэлектрической проницаемости отсутствует. Речь может идти только об определении отношения  $T_0/\alpha$ . Это значит, что для очень хорошо проводящих сред формулы (6) и (7) требуют внимательного отношения. Для оценки точности  $\Delta$  определения целесообразно использовать соотношение [4]:

$$\frac{\Delta(T_0/\alpha)}{T_0/\alpha} = \frac{\Delta(\theta_j)}{T(\theta_j)},$$

что дает высокую относительную точность определения отношения  $T_0/\alpha$ .

2. Подстилающий покров имеет малые потери (снег, трава, растительность), В этом случае  $\text{Re} \varepsilon \gg \text{Im} \varepsilon$ , а система (1) примет следующий вид:

$$\frac{T(\theta_j)}{T_0} = 4 \frac{\sqrt{\varepsilon - \sin^2 \theta_j}}{(\cos \theta_j + \sqrt{\varepsilon - \sin^2 \theta_j})^2} \cos \theta_j. \quad (10)$$

Система уравнений (10) в своей записи может быть заметно упрощена для тех ситуаций и случаев, когда и

$$\frac{T(\theta_j)}{T_0} = 4 \frac{\sqrt{\varepsilon}}{(\cos \theta_j + \sqrt{\varepsilon})^2} \cos \theta_j. \quad (11)$$

При такой ситуации для определения искомого  $\varepsilon$  и  $T_0$  достаточно проведения всего лишь двух измерений на углах  $\theta = 0^\circ$  и  $\theta = \theta_1$ . В этом случае будем иметь

$$\frac{T(0)}{T(\theta_1)} = 4 \frac{(\cos \theta_1 + \sqrt{\varepsilon})^2 \sqrt{\varepsilon}}{(1 + \sqrt{\varepsilon})^2 \cos \theta_1} = k_1.$$

Откуда следует, что

$$\sqrt{\varepsilon} = \frac{\sqrt{k_1 \cos \theta_1 - \cos \theta_1}}{1 - \sqrt{k_1 \cos \theta_1}}. \quad (12)$$

Значение  $T_0$  легко находится из соотношения (11):

$$T_0 = \frac{\sin^2(\theta_1/2)}{(1 - \sqrt{k_1 \cos \theta_1})(\sqrt{k_1 \cos \theta_1 - \cos \theta_1})} T(0).$$

Здесь вполне закономерен вопрос о точности проведённых оценок величин  $\sqrt{\varepsilon}$ ,  $T_0$ . Ответ на этот вопрос даёт соотношение (12), откуда следует:

$$\frac{\Delta \sqrt{\varepsilon}}{\sqrt{\varepsilon}} = \frac{\Delta k_1}{k_1} \frac{1 + \sqrt{\varepsilon}}{2\sqrt{\varepsilon}} \frac{\sqrt{\varepsilon} + \cos \theta_1}{1 - \cos \theta_1}. \quad (13)$$

При условиях  $3 < \varepsilon < 7$  и  $\theta = (45 - 60)^\circ$  уравнение (17) можно упростить

$$\frac{\Delta \sqrt{\varepsilon}}{\sqrt{\varepsilon}} \approx (3,5 - 4) \frac{\Delta k_1}{k_1}.$$

Откуда следует, что

$$\begin{aligned} \frac{\Delta T_0}{T_0} &= \frac{\Delta T(0)}{T(0)} + \frac{\sqrt{\varepsilon} - 1}{\sqrt{\varepsilon} + 1} \frac{\Delta \sqrt{\varepsilon}}{\sqrt{\varepsilon}}; \\ \frac{\Delta k_1}{k_1} &= \frac{T(\theta_1) + T(0)}{T(\theta_1)T(0)} \Delta T \approx (1,5 - 2) \frac{\Delta T}{T(0)}. \end{aligned} \quad (14)$$

Приведённые соотношения свидетельствуют о достаточной надёжности определения  $\sqrt{\varepsilon}$  и  $T_0$ .

### Определение диэлектрической проницаемости, проводимости и термодинамической температуры подстилающего покрова с использованием волн вертикальной поляризации

В случае использования вертикально поляризованного излучения система уравнений (1) примет вид

$$\frac{T(\theta_j)}{T_0} = 2 \frac{\varepsilon \sqrt{\varepsilon^* - \sin^2 \theta_j} + \varepsilon^* \sqrt{\varepsilon - \sin^2 \theta_j}}{|\varepsilon \cos \theta_j + \sqrt{\varepsilon - \sin^2 \theta_j}|^2} \cos \theta_j, \quad j = 1, 2, 3. \quad (15)$$

Соблюдение соотношений (2) и (3) приводит равенство (15) к следующему соотношению, справедливому для любого угла  $\theta$ :

$$\frac{T(\theta_j)}{T_0} = 2 \frac{\sqrt{\varepsilon} + \sqrt{\varepsilon^*}}{|1 + \sqrt{\varepsilon_j} \cos \theta|^2} \cos \theta. \quad (16)$$

Выполнив косвенные измерения радиояркостных температур, получим:

$$\frac{T(0)}{T(\theta_j)} = m_j = \frac{1 + (\alpha^2 + \beta^2) \cos^2 \theta_j + 2\alpha \cos \theta_j}{(1 + \alpha^2 + \beta^2 + 2\alpha) \cos \theta_j}. \quad (17)$$

В результате снова получим классическую систему двух линейных уравнений относительно  $\alpha$  и  $(\alpha^2 + \beta^2)$ , решение которой определяется элементарно:

$$\left. \begin{aligned} 2\alpha &= \frac{-m_1 \cos\theta_1 \sin^2\theta_2 - m_2 \cos\theta_2 \sin^2\theta_1 + \cos^2\theta_1 - \cos^2\theta_2}{[m_2(1 - \cos\theta_1) - m_1(1 - \cos\theta_2) + \cos\theta_1 - \cos\theta_2] \cos\theta_1 \cos\theta_2}; \\ \alpha^2 + \beta^2 &= \frac{m_2(1 - \cos\theta_1) \cos\theta_2 - m_1(1 - \cos\theta_2) \cos\theta_1 + \cos\theta_1 - \cos\theta_2}{[m_2(1 - \cos\theta_1) - m_1(1 - \cos\theta_2) + \cos\theta_1 - \cos\theta_2] \cos\theta_1 \cos\theta_2}, \end{aligned} \right\}$$

что даёт возможность сразу же определить искомую термодинамическую температуру  $T_0$ :

$$T_0 = T(0) \left[ 1 - 2 \frac{(\cos\theta_1 - \cos\theta_2) \sin^2(\theta_1/2) \sin^2(\theta_2/2)}{m_1 \cos\theta_1 \sin^2\theta_2 - m_2 \cos\theta_2 \sin^2\theta_1 - \cos^2\theta_1 + \cos^2\theta_2} \right].$$

Вновь, как это делалось выше для случая горизонтальной поляризации, проанализируем два предельных случая.

1. Пусть в подстилающей поверхности преобладают металлические свойства, т. е.  $\text{Im}\varepsilon \gg \text{Re}\varepsilon$ . В этом случае соотношения (14) приведут к следующему равенству:

$$\frac{T(\theta_j)}{T_0} = \frac{4\alpha \cos\theta_j}{|(1 + \alpha \cos\theta_j) + i\alpha \cos\theta_j|^2}. \tag{18}$$

В частном случае, когда  $\alpha \cos\theta_j \gg 1$ , соотношение (18) превращается в равенство

$$\frac{T(\theta_j)}{T_0} = \frac{1}{\alpha \cos\theta_j}. \tag{19}$$

Равенство (19), в отличие от равенства (9), свидетельствует о принципиальной возможности раздельного измерения  $\alpha$  и  $T_0$ , опираясь только на результаты измерений, проводимых на вертикальной поляризации.

При зондировании на углах  $\theta_j$ , близких к вертикали, для которых справедливо неравенство  $\alpha \cos\theta_j \ll 1$ , из (18) получаем весьма удобное при практическом использовании равенство

$$\frac{T(\theta_j)}{T_0} = 4\alpha \cos\theta_j. \tag{20}$$

Если опираться на результаты измерений, полученных на двух разных углах  $\theta_1$  и  $\theta_2 \ll \theta_1$ , то, используя равенства (19) и (20), несложно получить искомые значения как для  $T_0$ , так и для  $\alpha$ . В этом случае можно опираться только на результаты, полученные при измерениях, проводимых на вертикальной поляризации:

$$\left. \begin{aligned} 2\alpha &= \sqrt{\frac{T(\theta_2) \cos\theta_1}{T(\theta_1) \cos\theta_2}}; \\ T_0 &= \frac{1}{2} \sqrt{\frac{T(\theta_1) T(\theta_2)}{\cos\theta_1 \cos\theta_2}}. \end{aligned} \right\} \tag{21}$$

Оценка точности определения названных величин может быть получена прямым дифференцированием соотношения (21), что выводит на следующие соотношения:

$$\frac{\Delta\alpha}{\alpha} = \frac{\Delta T_0}{T_0} \leq \frac{1}{2} \left[ \frac{1}{T(\theta_1)} + \frac{1}{T(\theta_2)} \right] \Delta T.$$

2. Если в подстилающем покрове преобладают диэлектрические свойства, т. е.  $\text{Re}\varepsilon > \text{Im}\varepsilon$ , то соотношение (16) преобразуется к виду:

$$\frac{T(\theta_j)}{T_0} = \frac{4\sqrt{\varepsilon}}{(1 + \sqrt{\varepsilon}\cos\theta_j)^2}.$$

Проведя измерения на двух углах  $\theta = 0^\circ$  и  $\theta = \theta_1$ , получим:

$$\frac{T(0)}{T(\theta_1)} = 4 \frac{(1 + \sqrt{\varepsilon}\cos\theta_1)^2}{(1 + \sqrt{\varepsilon})^2} = m_1,$$

откуда находим

$$\left. \begin{aligned} \sqrt{\varepsilon} &= \frac{1 - \sqrt{m_1}}{\sqrt{m_1} - \cos\theta_1}; \\ T_0 &= \frac{\sin^2(\theta_1/2)}{(\sqrt{m_1} - \cos\theta_1)(1 - \sqrt{m_1})} T(0). \end{aligned} \right\}$$

После несложных, однако громоздких преобразований можно получить следующие итоговые соотношения для оценки точности дистанционного определения значений как диэлектрической проницаемости  $\varepsilon$ , так и термодинамической температуры  $T_0$ :

$$\left. \begin{aligned} \frac{\Delta\sqrt{\varepsilon}}{\sqrt{\varepsilon}} &= \frac{\Delta m_1}{m_1} \frac{\sqrt{\varepsilon} - 1}{2\sqrt{\varepsilon}} \frac{1 + \sqrt{\varepsilon}\cos\theta_1}{1 - \sqrt{\cos\theta_1}}; \\ \frac{\Delta T_0}{T_0} &= \frac{\Delta T(0)}{T(0)} \frac{\sqrt{\varepsilon} - 1}{\sqrt{\varepsilon} + 1} \frac{\Delta\sqrt{\varepsilon}}{\sqrt{\varepsilon}} \text{ctg}^2 \frac{\theta_1}{2}. \end{aligned} \right\} \quad (22)$$

Формула (22) может быть несколько упрощена в случае проведения зондирования под углами  $\theta_1$  от  $45^\circ$  до  $60^\circ$  для подстилающих покровов, имеющих значения диэлектрической проницаемости  $\varepsilon$  в диапазоне 3–7:

$$\frac{\Delta\sqrt{\varepsilon}}{\sqrt{\varepsilon}} \approx (1,5 - 2,5) \frac{\Delta m_1}{m_1}.$$

На вертикальной поляризации для определения электрических свойств среды можно использовать угол Брюстера –  $\Theta_B$ .

Соотношение (16) показывает, что максимизация отношения  $T(\theta_j)/T_0$  имеет место, как раз тогда, когда угол измерения равен углу Брюстера, т. е. при  $\theta = \Theta_B$ :

$$\cos\Theta_B = \frac{1}{\sqrt{|\varepsilon|}} = \frac{1}{\sqrt{\alpha^2 + \beta^2}}. \quad (23)$$

Соотношение (23) можно представить несколько в ином виде

$$\alpha^2 + \beta^2 = |\varepsilon| = \sec^2\Theta_B,$$

откуда, опираясь на равенство (17), можно сразу же записать соотношение для искомого значения  $\alpha$ :

$$2\alpha = \frac{m_B(1 + \cos^2\Theta_B) - 2\cos\Theta_B}{(1 - m_B)\cos^2\Theta_B}. \quad (24)$$

### Определение диэлектрической проницаемости и проводимости подстилающей поверхности путём поляризационного анализа её собственного радиоизлучения

Основу решения сформулированной задачи составляет анализ «кажущейся степени поляризации» ( $q$ ) сформированного подстилающим покровом радиоизлучения:

$$q(\theta) = \frac{T_{\text{ВП}}(\theta) - T_{\text{ГП}}(\theta)}{T_{\text{ВП}}(\theta) + T_{\text{ГП}}(\theta)}.$$

Индексы ВП и ГП обозначают вертикальную и горизонтальную поляризацию, соответственно. Опираясь на соотношения (4), (16) и (24), можно записать

$$q_j = q(\theta_j) = \frac{(\alpha^2 + \beta^2 - 1)\sin^2\theta_j}{(\alpha^2 + \beta^2)(1 + \cos^2\theta_j) + 4\alpha\cos\theta_j + \cos^2\theta_j + 1}. \quad (25)$$

Равенство (25) по своей сути – это классическая линейная система двух уравнений с двумя неизвестными величинами  $\alpha$  и  $(\alpha^2 + \beta^2)$ , решение которой очевидно

$$\left. \begin{aligned} 2\alpha &= \frac{q_2(1 + \cos^2\theta_2)\sin^2\theta_1 - q_1(1 + \cos^2\theta_1)\sin^2\theta_2}{q_1q_2(\cos\theta_1 - \cos\theta_2)(1 - \cos\theta_1\cos\theta_2) - q_1\cos\theta_1\sin^2\theta_2 + q_2\cos\theta_2\sin^2\theta_1}; \\ \alpha^2 + \beta^2 &= \frac{q_1q_2(\cos\theta_1 - \cos\theta_2)(1 - \cos\theta_1\cos\theta_2)}{q_1q_2(\cos\theta_1 - \cos\theta_2)(1 - \cos\theta_1\cos\theta_2) - q_1\cos\theta_1\sin^2\theta_2 + q_2\cos\theta_2\sin^2\theta_1}. \end{aligned} \right\}$$

Как видно из приведённого соотношения, точность решения задачи напрямую зависит от различия между углами  $\theta_1$  и  $\theta_2$  и отношения  $q_1/q_2$ , которые должны быть как можно более заметными.

### Определение иных физических характеристик подстилающих покровов на основе анализа их собственного теплового радиоизлучения

Отметим, что все приведённые выше выкладки и соотношения в случаях изменяющейся по глубине температуры перестают «работать».

Яркостная температура может быть рассчитана по формуле

$$T = (1 - |R|^2) \int_0^\infty T_0(z) \Gamma(z) \exp\left(-\int_0^z \Gamma(z') dz'\right) dz, \quad (26)$$

где  $T_0(z)$ ,  $\Gamma(z)$  – распределения по глубине температуры и затухания соответственно.

Для решения уравнения, то есть для получения полной системы уравнений, необходимо использовать независимые измерения на различных длинах волн при фиксированном угле наблюдения ( $\theta = 0^\circ$ ). В рассматриваемой задаче коэффициенты  $R$  и  $\Gamma$  зависят от влажности  $w$ . В сантиметровом и дециметровом диапазонах  $\epsilon$  слабо зависит от длины волны, но линейно возрастает с увеличением влажности. Коэффициент поглощения грунта  $\Gamma$  возрастает с увеличением влажности линейно, а с ростом частоты – по экспоненциальному закону.

Анализ данных по температурному режиму почвы [1, 2] показал, что закон изменения температуры от глубины хорошо аппроксимируется соотношением:

$$T_0(z) = \left\{ \left[ \frac{\partial T_0}{\partial z} + \gamma(T(0) - T(\infty)) \right] z + T(0) - T(\infty) \right\} e^{-\gamma z} + T(\infty),$$

где  $\gamma$  – некоторый эмпирический параметр.

Известно, что уже на глубинах (35–45) см температура практически остается постоянной, с учётом сказанного получим

$$T_0(z) = \left[ \left( \frac{\partial T_0(0)}{\partial z} + \gamma(T_0(0) - T_0(\infty)) \right) \Gamma^{-1} \left( 1 + \frac{\gamma}{\Gamma} \right)^{-2} + (T_0(0) - T_0(\infty)) \left( 1 + \frac{\gamma}{\Gamma} \right)^{-1} + T_0(\infty) \right] (1 - |R|^2).$$

В области длин волн, где  $\gamma/\Gamma \ll 1$ , уравнение (26) принимает вид

$$T = \left[ \frac{\partial T_0(0)}{\partial z} \Gamma^{-1} \left( 1 - 2 \frac{\gamma}{\Gamma} \right) + T_0(0) \right] (1 - |R|^2). \quad (27)$$

Соотношение (27) для различной влажности  $w$  представляет собой уравнение с четырьмя неизвестными  $\left( w, \gamma, \frac{\partial T_0(0)}{\partial z}, |R|^2 \right)$ . Для его решения необходимо проведение, по крайней мере, четырёх независимых между собой измерений. При этом, чтобы обеспечить стабильность характеристик среды от измерения к измерению, каждое последующее измерение должно проводиться на близких частотах. Это выводит на следующий набор уравнений:

$$T_j = \left[ \left( 1 - 2 \frac{\gamma}{\Gamma_j(w)} \right) \frac{\partial T_0(0)}{\partial z} (\Gamma_j(w))^{-1} + T_0(0) \right] (1 - |R(w)|^2), \quad j = 1, 2, 3, 4. \quad (28)$$

Решение системы (28) выводит на эквивалентное уравнение

$$(\Gamma_2 - \Gamma_3)(\Gamma_1 - \Gamma_4)(T_2 T_3 + T_1 T_4) + (\Gamma_2 - \Gamma_4)(\Gamma_3 - \Gamma_4)(T_2 T_4 + T_1 T_3) + (\Gamma_3 - \Gamma_4)(\Gamma_1 - \Gamma_2)(T_3 T_4 + T_1 T_2) = 0.$$

Опираясь на полученные выше аналитические зависимости коэффициента затухания  $\Gamma$  от влажности, не составляет особого труда, определить все искомые величины, к которым относятся  $\frac{\partial T_0(0)}{\partial z}$ ,  $\Gamma_j$ ,  $\gamma$ . Что касается  $T_0(\infty)$ , то её значение можно определить, используя диапазон длинных волн, опираясь на формулу [2, 4]:

$$T = (1 - |R|^2) \left[ \frac{\Gamma^2}{\gamma^2} \frac{\partial T_0(0)}{\partial z} \Gamma^{-1} + 2 \frac{\Gamma}{\gamma} (T_0(0) - T_0(\infty)) + T_0(\infty) \right].$$

Отметим, что ограничительное неравенство  $\gamma/\Gamma \ll 1$  практически всегда имеет место в дециметровом диапазоне волн. Более того, в тех случаях, когда влажность почвы может быть определена другими нерадиотехническими методами, т. е. считается априори известной, искомый коэффициент затухания  $\Gamma$  может с достаточной точностью быть определён при помощи равенства

$$\Gamma = \frac{2\pi}{\lambda} \sqrt{\epsilon} \operatorname{tg} \delta,$$

где  $\delta$  – угол диэлектрических потерь.

Допуская наличие линейной взаимозависимости между влажностью и диэлектрической проницаемостью, несложно установить однозначную прямую зависимость между излучательной способностью, коэффициентом поляризации и влажностью грунта.

При этом следует учесть, что при проведении дальнейших исследований для прямых и косвенных измерений, применяемых в описанном в статье методе, должны быть исследованы и аттестованы метрологические характеристики, в том числе, с использованием разработанных

в ГосНИИ ГА применительно для авиационной деятельности методических подходов [5–7] и организационных основ [8]. Аттестация необходима для установления допускаемых значений суммарной погрешности косвенных измерений и входящих в неё составляющих.

## Заключение

Совершение вынужденных посадок беспилотных ВС и БПЛА на неподготовленные площадки является опасным и ответственным этапом завершения полёта. Оценка пригодности покрова для совершения вынужденной посадки ложится на удалённого пилота, на его профессиональный опыт в условиях дефицита времени при множестве выполняемых операций по пилотированию и управлению системами беспилотных ВС и БПЛА в аварийной, стрессовой ситуации.

Инструментальная дистанционная оценка электрофизических характеристик подстилающих покровов, анализ и предоставление удалённому пилоту информации о поверхности позволяет повысить вероятность принятия им правильного решения о выборе площадки для вынужденной посадки. При этом пилот получает информацию о характеристиках, которые он смог бы (применительно к конкретной ситуации) оценить только при наличии опыта, приобретённого в процессе длительной профессиональной деятельности.

В статье представлен математический алгоритм, показывающий теоретическую возможность методами пассивной микроволновой радиополяриметрии дистанционно определять электрофизические характеристики условно гладких подстилающих покровов. Однако поверхностей с гладкими покровами недостаточно для системного анализа вероятности успешного выполнения задачи и работ [9, 10]. Для установления полной картины возможных исходов требуется продолжение поиска методов и нахождения зависимостей электрофизических характеристик для оценки поверхностей с иными характеристиками гладкости.

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

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

## Список источников

1. Богородский В. В., Козлов А. И., Тучков Л. Т. Радиотепловое излучение земных покровов. Ленинград: Гидрометеиздат, 1977. 224 с.
2. Богородский В. В., Козлов А. И. Микроволновая радиометрия. Ленинград: Гидрометеиздат, 1985. 272 с.
3. Козлов А. И., Логвин А. И., Сарычев В. А. Поляризация радиоволн. Т. 1. Москва: Радиотехника, 2005. 632 с.
4. Kozlov A. I., Logvin A. I., Sarychev V. A. *Introduction to the Theory of Radiopolarimetric Navigation Systems*, Springer Aerospace Technology, Springer, Singapore, 2020, 364 p.
5. Богоявленский А. А. Методология и практика обеспечения единства измерений при эксплуатации наземных автоматизированных систем контроля бортового оборудования воздушных судов // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2021. № 37. С. 31–41.
6. Богоявленский А. А., Боков А. Е. Метрологическая аттестация методики измерения поля температур газов за турбиной при испытаниях двигателей РУ-19А-300 после ремонта // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2014. № 4(315). С. 86–93.
7. Богоявленский А. А. К вопросу о достоверности оценки коэффициентов аэродинамического подобия боксов испытательных стендов мотороиспытательных станций авиационных ГТД // Авиакосмическое приборостроение. 2016, № 11. С. 52–56.
8. Богоявленский А. А., Ермолаева О. Л. Об организации и проведении работ по обеспечению единства измерений на воздушном транспорте // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2012. № 2(313). С. 24–29.

9. Bolelov E. A., Kozlov A. I. *Theoretical Foundations of Radar and Radio-Navigation*, Springer Aerospace Technology, Springer, Singapore, 2021, 308 p.

10. Козлов А. И., Губерман И. Б., Губенко С. В. Решение обратных задач при дистанционном зондировании подстилающих покровов методами поляризационной радиометрии // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2020. № 32 (343). С. 134–143.

## References

1. Bogorodskiy V. V., Kozlov A. I., Tuchkov L. T. *Radioteplovoe izluchenie zemnykh pokrovov [Radio-thermal radiation of the earth's covers]*, Leningrad, Gidrometeoizdat publ., 1977, 224 p. (In Russ.)

2. Bogorodskiy V. V., Kozlov A. I. *Mikrovolnovaya radiometriya [Microwave radiometry]*, Leningrad, Gidrometeoizdat publ., 1985, 272 p. (In Russ.)

3. Kozlov A. I., Logvin A. I., Sarychev V. A. *Polyarizatsiya radiovoln [Polarization of radio waves]*, vol. 1, Moscow, Radiotekhnika publ., 2005, 632 p. (In Russ.)

4. Kozlov A. I., Logvin A. I., Sarychev V. A. *Introduction to the Theory of Radiopolarimetric Navigation Systems*, Springer Aerospace Technology, Springer, Singapore, 2020, 364 p.

5. Bogoyavlenskiy A. A. Methodology and practice of ensuring the uniformity of measurements in the operation of ground-based automated verification systems of aircraft on-board, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2021, no. 37, pp. 31–41. (In Russ.)

6. Bogoyavlenskiy A. A., Bokov A. E. Metrological attestation of methods of measuring fields of temperature of gases at the turbine when testing the engines RU-19A-300 after repair, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2014, no. 4, pp. 86–93. (In Russ.)

7. Bogoyavlenskiy A. A. К вопросу о достоверности отсенки коэффicientsентов аэродинамического подобия боксов испытательных стенов мотороиспытательных станиц авиационных ГТД, *Авиакосмическое приборостроение*, 2016, no. 11, pp. 52–56. (In Russ.)

8. Bogoyavlenskiy A. A., Ermolaeva O. L. On the organization and conduct of work to ensure the uniformity of measurements in air transport, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2012, no. 2(313), pp. 24–29. (In Russ.)

9. Bolelov E. A., Kozlov A. I. *Theoretical Foundations of Radar and Radio-Navigation*, Springer Aerospace Technology, Springer, Singapore, 2021, 308 p.

10. Kozlov A. I., Guberman I. B., Gubenko S. V. Solving inverse problems in remote sensing underlying covers by polarizing radiometry, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2020, no. 32, pp. 134–143 (In Russ.)

## Информация об авторах

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

**Козлов Анатолий Иванович**, профессор, доктор физико-математических наук, профессор кафедры, Московский государственный технический университет гражданской авиации; главный специалист, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, vilandes@yandex.ru

**Ещенко Александр Александрович**, директор научно-технического комплекса ОрВД, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, zamnavig@atminst.ru

**Губерман Игорь Борисович**, кандидат технических наук, начальник отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, guberman@mail.ru

**Шестаков Иван Николаевич**, доктор технических наук, учёный секретарь, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, shin63@mail.ru

### Authors information

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

**Kozlov Anatoly I.**, Doctor of Sciences (Physical and Mathematical), Professor, Professor of the Department, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, vilandes@yandex.ru

**Eshchenko Alexandr A.**, Director of the Scientific and Technical Complex of ATM, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, zamnavig@atminst.ru

**Guberman Igor B.**, Candidate of Sciences (Engineering), Head of Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, guberman@mail.ru

**Shestakov Ivan N.**, Doctor of Sciences (Engineering), Scientific Secretary, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, shin63@mail.ru

*Статья поступила в редакцию 26.12.2022; одобрена после рецензирования 15.05.2023; принята к публикации 21.05.2023.*

*The article was submitted 26.12.2022; approved after reviewing 15.05.2023; accepted for publication 21.05.2023.*

Научная статья  
УДК 629.735.017.1.05

## ОБ ОШИБКАХ СИСТЕМ МОНИТОРИНГА ВЫДЕРЖИВАНИЯ ВЫСОТЫ ВОЗДУШНЫМИ СУДАМИ, ИСПОЛЬЗУЮЩИХ ИНФОРМАЦИЮ ВЕЩАТЕЛЬНОГО АВТОМАТИЧЕСКОГО ЗАВИСИМОГО НАБЛЮДЕНИЯ

А. В. СУТОРМИНА<sup>1</sup>, В. А. ЧУВАХИНА<sup>2</sup>, Д. Е. ЩЕРБАКОВ<sup>1</sup>, Е. К. ЩЕРБАКОВ<sup>1</sup>

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

<sup>2</sup> Группа Компаний «Опероинт», ООО «РегионСвязьПроект», Москва, Россия

**Аннотация.** Для признания результатов мониторинга выдерживания высоты воздушными судами (ВС), выполненного различными мониторинговыми агентствами мира, согласно требованиям документа ИКАО 9937 необходимо периодически проводить оценку точности систем мониторинга. Ранее точность систем мониторинга оценивалась перекрёстным сравнением результатов измерений. Авторами предложен метод оценки точности систем мониторинга, который позволяет оценить систематическую и случайную ошибку систем мониторинга на основе измерений, собранных при их эксплуатации. Представлены результаты его апробации с использованием данных, собранных при эксплуатации системы АНМС в филиале «Аэронавигация Северо-Запада» ФГУП «Госкорпорация по ОрВД». Дана оценка величины систематической и случайной ошибки этой системы мониторинга. Показано, что точность системы превосходит установленные ИКАО требования и позволяет проводить мониторинг характеристик выдерживания высоты ВС при предъявлении к ним наиболее жёстких требований. С использованием предложенного метода возможно выполнить унификацию существующих требований ИКАО к точности систем мониторинга выдерживания высоты и их количественную корректировку.

**Ключевые слова:** вещательное автоматическое зависимое наблюдение, региональное мониторинговое агентство, система мониторинга АНМС, ошибка системы мониторинга, погрешность измерения высоты ASE, требования ИКАО, точность систем мониторинга, транспортные системы страны, интеллектуальные транспортные системы

**Для цитирования:** Сутормина А. В., Чувахина В. А., Щербаков Д. Е., Щербаков Е. К. Об ошибках систем мониторинга выдерживания высоты воздушными судами, использующих информацию вещательного автоматического зависимого наблюдения // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 42. С. 173–183.

## ABOUT THE ERRORS OF AIRCRAFT HEIGHT KEEPING MONITORING SYSTEMS USING AUTOMATIC DEPENDENT SURVEILLANCE BROADCAST INFORMATION

A. V. SUTORMINA<sup>1</sup>, V. A. CHUVAKHINA<sup>2</sup>, D. E. SHCHERBAKOV<sup>1</sup>, E. K. SHCHERBAKOV<sup>1</sup>

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

<sup>2</sup> Onepoint Group of Companies, RegionSvyazProekt LLC, Moscow, Russia

**Abstract.** In order to recognize the results of monitoring performed by various monitoring agencies of the world, according to the requirements of ICAO document 9937, it is necessary to periodically assess the accuracy

of monitoring systems. Previously, the accuracy of monitoring systems was assessed by cross-check comparison of measurement results. The authors propose a method for assessing the accuracy of monitoring systems, which allows estimating the systematic and random error of monitoring systems based on measurements collected during their operation. The results of its testing using data collected during the operation of the AHMS system in the North-West Air Navigation branch of the Federal State Unitary Enterprise “State ATM Corporation” are presented. An estimate of the value of the systematic and random errors of this monitoring system is given. It is demonstrated that the accuracy of the system exceeds the requirements established by ICAO and makes it possible to monitor the height keeping performance of aircraft (AC) when the most stringent requirements are imposed on the aircraft. Using the proposed method, it is possible to unify the existing ICAO requirements for the accuracy of height keeping monitoring systems and their quantitative correction.

**Keywords:** broadcast automatic dependent surveillance, regional monitoring agency, AHMS monitoring system, monitoring system error, altimetry system error ASE, ICAO requirements, monitoring system accuracy, country transport systems, intelligent transport systems

**For citation:** Sutormina A. V., Chuvakhina V. A., Shcherbakov D. E., Shcherbakov E. K. About the errors of aircraft height keeping monitoring systems using automatic dependent surveillance broadcast information, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 42, pp. 173–183. (In Russ.)

## Введение

Для решения задач в рамках программы контроля характеристик выдерживания высоты ВС с практической точки зрения необходимо понимать: соответствует ли допускаемым требованиям точность, которую обеспечивают системы мониторинга выдерживания высоты ВС. При отрицательном ответе на этот вопрос необходимо будет предпринимать действия для повышения точности и вхождения её значений в допускаемые пределы.

Под точностью системы мониторинга характеристик выдерживания высоты здесь понимается исключительно точность измерения погрешности системы измерения высоты (ASE) ВС [1–3], которая является основной составляющей суммарной ошибки выдерживания высоты (TVE).

Ранее периодическое сравнение систем мониторинга региональными мониторинговыми агентствами (РМА) проводилась путем перекрёстного сравнения результатов измерений (оценки) погрешности ASE с использованием методики, предложенной в [4]. Однако эта методика не позволяет выполнить количественную оценку характеристик точности систем мониторинга.

## Действующие требования к точности систем мониторинга

В настоящее время можно обнаружить противоречия в действующих документах ИКАО относительно точности технических средств мониторинга характеристик выдерживания высоты ВС в пространстве с сокращённым интервалом вертикального эшелонирования (RVSM). Так, согласно [2, п. 5.2.9] основным методом измерения TVE является сравнение измеренной геометрической высоты самолёта с геометрической высотой заданного ему эшелона полёта. Точность такого измерения должна быть такой, чтобы средняя ошибка измерения составляла 0 м (0 фут), а среднее квадратическое отклонение (СКО) не превышало 15 м (50 фут).

Одновременно в пункте 4.16 Дополнения А к этому же документу [2] указывается, что «государства, предоставлявшие данные по оценке TVE для обсуждения в группе RGCSF, независимо друг от друга определили, что суммарное СКО погрешности измерения геометрической высоты ВС и эшелона полёта не должно превышать 15 м (50 фут). Индивидуальная средняя погрешность измерения геометрических высот полёта ВС и геометрических высот эшелонов

полёта должна составлять 0 м (0 фут). Эти критерии ошибок измерения также следует рассматривать как применимые к любой программе контроля характеристик систем».

Можно видеть, что вторая формулировка уже относит названные численные требования к точности систем мониторинга к двум основным составляющим ошибки измерения: к ошибке измерения геометрической высоты техническими средствами и к ошибке определения геометрической высоты эшелона полёта метеорологической моделью.

Одновременно в [3, п. 2.2.7] указывается, что «в качестве средства обеспечения надлежащей точности оценки TVE и применимости результатов мониторинга в других организациях региональное мониторинговое агентство (РМА) должно удостовериться в том, что любая система оценки TVE, которой оно управляет, имеет среднюю погрешность измерения близкую к нулю, а СКО погрешности измерения не более 15 м (50 фут)». Оценки погрешностей измерения должны указывать на то, что каждая система мониторинга удовлетворяет этим требованиям. Здесь в отличие от документа [2] используется термин близости к нулю средней ошибки измерения. Однако критерий близости не определён.

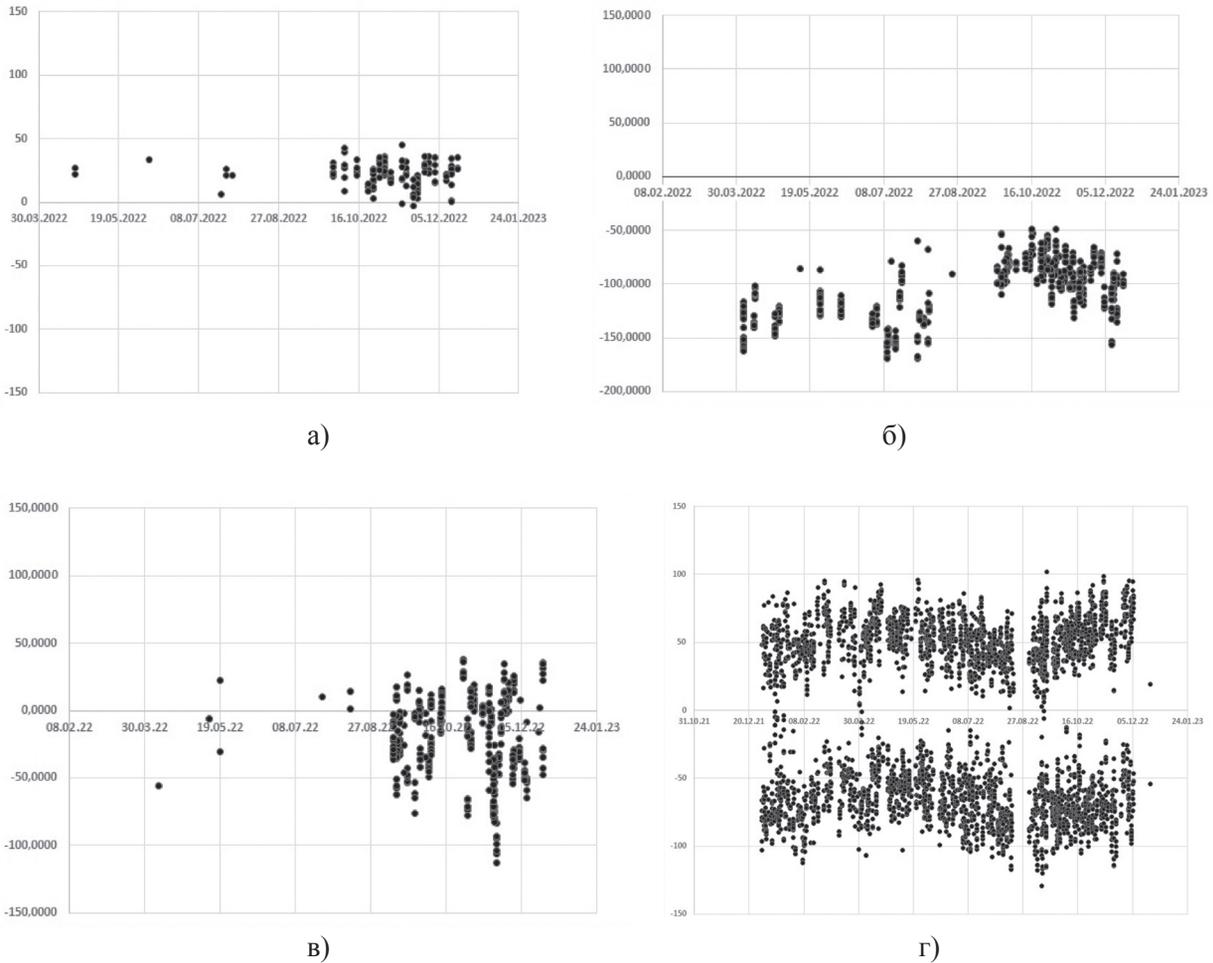
Переведённые выдержки из документов ИКАО [2, 3] показывают, что существующие требования к точности систем мониторинга содержат противоречия и неоднозначности.

### **Внедрение новых систем мониторинга выдерживания высоты**

В 2019 году в практику отечественной гражданской авиации в целях совершенствования транспортных систем страны и интеллектуальных транспортных систем внедрены системы мониторинга, основанные на использовании информации вещательного автоматического зависимого наблюдения (АЗН-В) для определения геометрической высоты ВС (системы АНМС). Эти системы не выполняют самостоятельно измерения геометрической высоты самолёта, а получают её в сообщениях АЗН-В с борта ВС, где высота вычисляется на основе информации GNSS. На рис. 1 приведены примеры измерения погрешностей ASE для отдельных экземпляров ВС, полученные в 2022 году от системы мониторинга АНМС, функционирующей в филиале «Аэронавигация Северо-Запада» ФГУП «Госкорпорация по ОрВД». Под системой мониторинга или системой АНМС далее будем понимать названную систему, так как все используемые данные были получены от неё. Для накопления данных АНМС и их статистического анализа использовался программно-аппаратный комплекс «Центр Мониторинга», введённый ФГУП «Госкорпорация по ОрВД» в эксплуатацию в начале 2022 года. Система мониторинга выполняет измерения (оценки) погрешностей ASE отдельных ВС с точностью, значительно превышающей точность, установленную ИКАО (рис. 1). Приемлемым значением СКО системы мониторинга согласно требованиям ИКАО является 50 фут. Из примера на рис. 1 а) видно, что система АНМС успешно проводит измерения ASE у ВС со значением  $СКО_{ASE}$  меньше 10 фут. Результаты измерений ASE, представленные на рис. 1 г), формируют две отдельные группы. При том, что в данном примере общее СКО ВС, вычисленное по всему массиву измерений, составляет 61 фут, первая группа имеет СКО равное 19 фут, а для второй группы оно составляет 16 фут. Для каждой из этих групп характерно наличие симметричного синусоидального тренда для скользящей средней в течение годового интервала времени. Возможность идентификации двух групп внутри набора измерений ASE одного самолёта, возможность выделения синусоидального тренда у скользящей средней для каждой из групп, а также возможность измерения ASE самолёта со значением СКО около 10 фут говорит о том, что фактическая точность рассматриваемой системы мониторинга значительно превышает установленные требования.

Многолетние результаты мониторинга погрешностей TVE и ASE, полученные другими РМА в различных частях мира, показывают, что основное множество ВС имеют  $СКО_{ASE}$ , не превышающее 30 фут. Примерно пятая часть ВС имеют  $СКО_{ASE}$  менее 20 фут. Это указывает на то, что:

- действующие системы мониторинга имеют лучшие характеристики средней квадратической ошибки измерения, чем установленные в требованиях ИКАО;



**Рис. 1.** Примеры результатов мониторинга погрешности ASE отдельных экземпляров ВС:

- а)  $ASE_{\text{сред}} = 22,31$  фут;  $СКО_{ASE} = 9,43$  фут; количество измерений ASE = 122;
- б)  $ASE_{\text{сред}} = -104,87$  фут;  $СКО_{ASE} = 26,77$  фут; количество измерений ASE = 496;
- в)  $ASE_{\text{сред}} = 18,61$  фут;  $СКО_{ASE} = 29,92$  фут; количество измерений ASE = 367;
- г)  $ASE_{\text{сред}} = -7,23$  фут;  $СКО_{ASE} = 61,6$  фут; количество измерений ASE = 3698

- некоторые системы мониторинга с величиной ошибки измерения, удовлетворяющей действующим требованиям ИКАО по верхней границе, не позволяют выполнить достаточно точную оценку СКО системы измерения высоты у большинства ВС.

### Анализ требований к точности систем измерения высоты ВС

Ошибки любой системы измерения содержат как случайные, так и систематические составляющие. Для оценки допустимой величины систематической ошибки системы мониторинга оценим характеристики параметра, который необходимо контролировать. Согласно требованиям ИКАО, ВС является не соответствующим требованиям для полётов в пространстве RVSM, если его погрешность ASE по абсолютной величине превышает 245 фут, то есть величина контролируемого параметра составит 490 фут.

Воспользуемся наиболее жёсткими требованиями, установленными для систем измерения высоты. Согласно Дополнению 4 [5] в отношении самолётов, имеющих особые характеристики планера и систем измерения высоты, возможности выдерживания относительной высоты должны быть таковы, что ASE, являющаяся основной интересующей нас составляющей TVE такого

самолёта, не должна превышать по абсолютной величине 60 м (200 фут) при любых условиях полёта. Для выделения из этого показателя требований отдельно к систематической и случайной составляющим погрешности ASE ВС воспользуемся требованием к максимальной средней погрешности выдерживания высоты, установленной там же для группы ВС. Дополнение 4 указывает, что она не должна превышать 80 фут. Тогда случайная погрешность системы измерения высоты самолёта, которую мы способны оценить, будет составлять 40 фут ( $200 = 80 + 3\text{СКО}$ ). Таким образом, самолёт будет гарантированно выполнять установленные требования по выдерживанию высоты, если его средняя погрешность ASE будет находиться в интервале  $\pm 80$  фут, а CRJ этой погрешности не будет превышать 40 фут. При этом система мониторинга должна обеспечивать возможность контролировать соответствие этим требованиям. Подчеркнём, что это очень жёсткие требования к системе измерения высоты ВС, так как в реальной жизни ВС имеют значительно худшие характеристики выдерживания высоты, чем показаны выше.

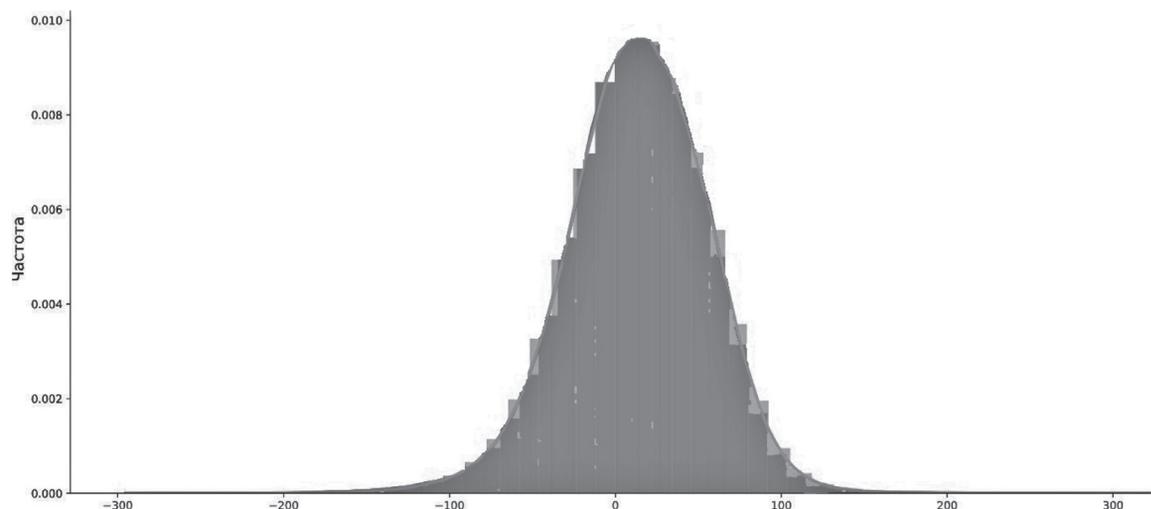
### **Оценка систематической ошибки системы мониторинга AHMS**

При оценке систематической ошибки систем мониторинга требование равенства нулю средней ошибки измерений ASE, как это указано в [2], является в большей степени теоретическим требованием. Формулировка близости к нулю средней ошибки измерения ASE [3] более рациональна. Систематическая ошибка системы мониторинга будет удовлетворять требованиям к точности, если будет определён числовой критерий, соответствующий понятию близости к нулю средней ошибки системы мониторинга. В основу такого критерия могут быть положены вертикальные размеры ВС. Фактические вертикальные размеры самолётов, выполняющих полёты в пространстве RVSM, могут находиться в диапазоне от 4,5 м (например, Beechcraft King Air) до 21 м (например, Ан-124 Руслан). Так как приёмные и передающие антенны могут быть установлены как внизу, так и наверху фюзеляжа ВС, в качестве критерия может быть предложен, например, минимальный вертикальный размер ВС – около 4,5 м (15 фут). Также, в качестве критерия можно предложить выбрать половину среднего вертикального размера ВС, выполняющих полёты в рассматриваемом пространстве. При проведении оценки безопасности полётов в пространстве RVSM [6] этот параметр рассчитывается и составляет около 11 м.

Практически оба предложенных варианта являются эквивалентными, и в качестве критерия соответствия может быть выбран порог в 5 м (~15 фут). Практика эксплуатации системы мониторинга AHMS, функционирующей в Филиале «Аэронавигация Северо-Запада» ФГУП «Госкорпорация по ОрВД», показала, что по результатам 731823 измерений, выполненных в 2022 году по всему потоку ВС (4438 самолёта), средняя ошибка измерения (оценки) погрешности ASE составила 9 фут. Из рис. 2 видно, что статистическое распределение ASE по всему потоку имеет явную несимметричность на хвостах этого распределения. Это свойство потока должно вносить соответствующие искажения при определении величины систематической ошибки системы мониторинга.

В связи с этим была сделана выборка из 185 стабильных ВС с ограничением значений ASE<sub>ВС</sub> в пределах от -100 до +100 фут с количеством измерений не меньше 70 и СКО<sub>ВС</sub> менее 30 фут. Для всех ВС, включённых в выборку, гипотеза о нормальном распределении измерений по критерию согласия Стьюдента не могла быть отклонена. Средняя ошибка измерения (оценки) погрешности ASE такого потока составила в этом случае 6,61 фут. Учитывая, что фиксируемая систематическая ошибка результатов измерений состоит из систематической ошибки ВС и систематической ошибки системы мониторинга, можно считать, что значение 6,61 фут является верхней границей систематической ошибки системы мониторинга AHMS.

В практической метрологии [7] рекомендовано использовать эмпирическое правило для точности средства измерения: точность средства измерения должна быть на порядок выше точности контролируемого параметра. В нашем случае был выбран наиболее жёсткий порог



**Рис. 2.** Гистограмма распределения погрешностей ASE по результатам 731823 измерений 4438 ВС

контролируемого параметра средней ошибки ВС –  $(160 \pm 80)$  фут. Согласно приведённому правилу приемлемое значение систематической составляющей измерения (оценки) погрешности ASE составит 16,00 фут. Как мы отметили выше, по результатам эксплуатации системы АНМС средняя ошибка измерения (оценки) погрешности ASE не превысила 6,61 фут. То есть выявленная в результате эксплуатации системы мониторинга АНМС систематическая ошибка примерно в 2,5 раза меньше погрешности, необходимой для контроля системы измерения высоты самолёта, удовлетворяющего наиболее жёстким требованиям.

### Оценка случайной составляющей ошибки системы мониторинга АНМС

Рассмотрим требования к случайной составляющей ошибки системы мониторинга АНМС. Решение о приемлемости случайной погрешности системы измерения может быть принято в том случае, если обеспечиваемая ею точность позволяет оценить случайную составляющую ошибки объекта измерения. В литературе можно найти несколько практических рекомендаций при определении требований к случайной ошибке системы измерений. Например, в [8] предложено считать достаточным, если СКО контролируемого параметра будет в 5–6 раз больше СКО результата измерений. Исходя из этого правила для выбранного ранее порога СКО погрешности ASE ВС в 40 фут, СКО системы мониторинга должно быть не более 8 фут. В тех случаях, когда СКО системы измерения неизвестно, можно использовать его оценку, полученную по выборочным данным [9].

Числовую оценку величины случайной составляющей ошибки системы мониторинга по результатам эксплуатации проведём путём оценки внутригрупповой и межгрупповой дисперсии выбранного для анализа подмножества ВС [10]. Общая дисперсия учитывает все факторы, которые обуславливают вариацию измерений. Внутригрупповая дисперсия характеризует средневзвешенную вариацию внутри каждой группы, сформированной по основному фактору [10]. Межгрупповая дисперсия характеризует меру разброса групповых средних относительно общей средней (между группами). Общая дисперсия анализируемой случайной переменной  $\delta^2$ , внутригрупповая дисперсия  $\delta_{вд}^2$  и межгрупповая дисперсия  $\delta_{мд}^2$  связаны формулой:

$$\delta^2 = \delta_{вд}^2 + \delta_{мд}^2.$$

Правило сложения дисперсий можно интерпретировать так: вариация измеряемого признака складывается из вариации, обусловленной действием основного фактора, используемого для формирования группы, и остаточных факторов.

Рассеивание результатов измерений (оценки) погрешности ASE для отдельного ВС ( $СКО_{ASE}$ ) зависит от  $СКО_{ASE\_BC}$  и  $СКО_{СИС\_МОН}$  [1]:

$$(СКО_{ASE})^2 = (СКО_{ASE\_BC})^2 + (СКО_{СИС\_МОН})^2, \quad (1)$$

где  $СКО_{ASE\_BC}$  – СКО случайной погрешности системы измерения высоты ВС;  $СКО_{СИС\_МОН}$  – СКО случайной погрешности системы мониторинга АНМС.

Будем исходить из того, что такого рода ошибки, как  $СКО_{ASE\_BC}$  и  $СКО_{СИС\_МОН}$  являются независимыми, а точность системы мониторинга остаётся статистически постоянной в течение всего процесса измерений. Для различных ВС  $СКО_{ASE\_BC}$  в формуле (1) является изменяемой характеристикой (основной фактор), в то время как  $СКО_{СИС\_МОН}$  характеризует остаточную постоянно действующую случайную ошибку системы мониторинга, одинаковую для всех ВС (остаточный фактор).

В целях перекрёстной проверки результатов оценки  $СКО_{ASE\_BC}$  и  $СКО_{СИС\_МОН}$  по формуле (1) расчёты были проведены на двух наборах данных с использованием метода расчёта внутригрупповой и межгрупповой дисперсии.

В первом случае на ограниченной выборке ВС на основе измерений (оценок) погрешности ASE, собранных в 2022 году системой мониторинга АНМС, были выбраны только 37 ВС, имевших не менее 70 измерений (оценок) погрешности ASE и значение  $СКО_{ASE}$  в интервале от 8,58 до 30 фут. Как показал опыт эксплуатации, в этом интервале находятся значения  $СКО_{ASE}$  наибольшего количества ВС. Среднее значение  $СКО_{ASE}$  по всей выборке составило 18,47 фут. Количество групп разбиения ( $N_{гр}$ ) определялось по формуле Стёрджеса:

$$N_{гр} = 1 + 3,2 \log_{10}(37).$$

Количество групп составило  $N_{гр} = 6$ . Общий интервал изменения  $СКО_{ASE}$  составил 21,5 фут. Внутригрупповой интервал для группировки  $СКО_{ASE}$ , одинаковый для всех групп, составил 3,58 фут. На основе значений  $СКО_{ASE}$  выбранные ВС были включены в соответствующую группу. По результатам расчёта внутригрупповая дисперсия составила 1,21 фут, межгрупповая дисперсия составила 34,97 фут.

Во втором случае количество ВС было значительно увеличено. Выборка составила 1722 ВС, у которых также было не менее 70 измерений ASE и  $СКО_{ASE}$  находилось в тех же пределах: от 8,5 до 30,0 фут. Для расчёта количества групп разбиения использовалась формула Стёрджеса для больших выборок:

$$N_{гр} = 1 + \log_2(1722).$$

В данном случае количество групп составило 12, а интервал изменения СКО в группе 1,83 фут. По результатам расчёта внутригрупповая дисперсия составила 0,27 фут, межгрупповая дисперсия – 14,41 фут.

Для оценки влияния основного фактора, в нашем случае – случайной составляющей ошибки системы измерения высоты ВС, используется эмпирический коэффициент детерминации  $\mu^2$ :

$$\mu^2 = \delta_{мд}^2 / \delta^2.$$

В первом случае (ограниченная выборка) коэффициент  $\mu_1^2$  составил 0,965, что говорит о том, что изменение основного фактора ( $СКО_{ASE\_BC}$ ) объясняет более 96,5 % общей дисперсии измерений. Только 3,5 % общей дисперсии объясняется влиянием случайной ошибки системы мониторинга.

Во втором случае (расширенная выборка – 1722 ВС)  $\mu_2^2$  составил 0,9813. То есть случайная ошибка системы измерения ВС объясняет более 98,13 % рассеивания результатов измерения ASE.

Для качественной характеристики тесноты связи дисперсий  $СКО_{ASE}$  и  $СКО_{ASE\_BC}$  используем шкалу Чэддока [11]. В случае, если эмпирическое корреляционное отношение, вычисленное как корень из  $\mu^2$ , лежит в интервале от 0,9 до 1,0, как в нашем случае, корреляция между общей дисперсией  $СКО_{ASE}$  и дисперсией систем измерения ВС  $СКО_{ASE\_BC}$  является «очень сильной».

Оба варианта расчёта не противоречат друг другу и показали сопоставимые результаты. За окончательный был принят результат, полученный во втором случае по расширенной выборке. Случайная ошибка системы мониторинга не превышает 1,87 % дисперсии  $СКО_{ASE}$ , что позволяет формулу (1) переписать в виде:

$$(СКО_{ASE})^2 = 0,9813(СКО_{ASE})^2 + 0,0187(СКО_{ASE})^2.$$

Значение случайной ошибки, которую может вносить система мониторинга в результате измерения (оценки) погрешности ASE BC при  $СКО_{ASE}$  равном 30,0 фут, не превышает 4,1 фут. Можно констатировать, что по результатам эксплуатации системы АНМС в Филиале «Аэронавигация Северо-Запада» ФГУП «Госкорпорация по ОрВД» случайная ошибка системы мониторинга ( $СКО_{СИС\_МОН}$ ) не превысила 4,1 фут. В целом, это подтверждается полученными результатами мониторинга, когда для отдельных экземпляров ВС  $СКО_{ASE}$  были менее 10,0 фут.

Полученная оценка  $СКО_{СИС\_МОН}$  по результатам эксплуатации системы мониторинга АНМС демонстрирует возможность её использования при выбранном пороге  $СКО_{ASE\_BC}$ , равном 40 фут. Таким образом, используемая система мониторинга позволяет выполнять полноценный контроль ВС, выполняющих полёты в пространстве RVSM, при предъявлении наиболее жёстких требований к случайной составляющей ошибки систем измерения высоты ВС. Авторами не прорабатывались вопросы обеспечения единства измерений и метрологического обеспечения изложенных механизмов оценки, включая программное обеспечение. В дальнейшем, при внедрении в практику авиационной деятельности на воздушном транспорте, например, в виде Методики, будет необходимо с привлечением профильных авиационных учёных-метрологов и применением профессиональных подходов, разработанных и апробированных ими, провести метрологическую экспертизу [12], метрологическую аттестацию [13, 14] а также сертификацию [15, 16] применяемого в системе мониторинга программного обеспечения.

## Заключение

Результаты эксплуатации системы АНМС показали, что величины как систематической, так и случайной ошибок системы мониторинга обеспечивают возможность достоверного контроля высоты полёта ВС в пространстве RVSM при предъявлении наиболее жёстких требований к составляющим ошибки систем измерения высоты ВС.

Требования к точности систем мониторинга, изложенные в документах ИКАО, противоречивы и требуют уточнения.

В статье предложен метод оценки точности систем мониторинга, который впервые позволил на основе собранных данных оценить систематическую и случайную составляющую ошибки, вносимую системой мониторинга, при измерении (оценке) погрешности ASE BC. Предложенный метод оценки точности систем мониторинга позволяет уточнить количественные требования, установленные в документах ИКАО к системам мониторинга.

Системы мониторинга выдерживания высоты, разработанные и внедрённые в рамках работ по совершенствованию транспортных систем страны, позволяют без какой-либо доработки обеспечить выполнение более высоких требований к точности измерений (оценки) погрешностей ASE по сравнению с требованиями, установленными в документах ИКАО.

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

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

### Список источников

1. Brian Colamosca, John Warburton. Assessment of different height-keeping performance monitoring systems on satisfaction of RVSM performance requirements. *Separation and airspace safety panel (SASP), 33rd working group meeting*, Montreal, Canada, 11–22 November 2019.
2. ИКАО Doc 9574. Руководство по применению минимума вертикального эшелонирования в 300 м (1000 фут) между ЭП 290 и ЭП 410 включительно. Издание 3. Монреаль: ИКАО. 2012. 70 с.
3. ИКАО Doc 9937. Эксплуатационные правила и практика для региональных контрольных агентств в отношении применения минимума вертикального эшелонирования 300 м (1000 фут) между ЭП 290 и ЭП 410 включительно. Издание 2. Монреаль: ИКАО. 2019. 90 с.
4. Щербаков Д. Е. Сравнение систем мониторинга на основе результатов измерений погрешностей выдерживания высоты воздушных судов // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2020. № 33. С. 128–138.
5. Приложение 6 к Международной Конвенции гражданской авиации. Эксплуатация воздушных судов. Часть 1. Изд. 10. 2016. 10 с.
6. 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 2021 год. Отчёт ФГУП ГосНИИ ГА. Москва, 2022, 400 с.
7. Гвоздев В. Д. Допустимая погрешность измерений: выбор значения // Законодательная и прикладная метрология. 2013. № 2. С. 44–48.
8. Управление качеством продукции: Справочник. Москва: Изд-во стандартов, 1985, 464 с.
9. РД 50-605-86. Методические указания по применению стандартов на статистический приёмочный контроль. Москва: Изд-во стандартов, 1986. 38 с.
10. Кобзарь А. И. Прикладная математическая статистика: монография. Москва: Физматлит, 2012. 816 с.
11. Chaddock R. E. *Principles and Methods of Statistics* (1st Edition), Houghton Mifflin Company, The Riverside Press, Cambridge, 1925, 471 p.
12. Богоявленский А. А., Боков А. Е. Об опыте проведения метрологической экспертизы технической документации на авиационную технику: критерии, методология, результаты // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2016. № 14. С. 40–55.
13. Богоявленский А. А., Боков А. Е., Матюхин К. Е. Метрологическое обеспечение межведомственных испытаний наземной автоматизированной системы контроля: методология и анализ результатов // Научный вестник МГТУ ГА. 2015. № 219(9). С. 137–143.
14. Богоявленский А. А., Боков А. Е. Метрологическая аттестация методики измерения поля температур газов за турбиной при испытаниях двигателей РУ-19А-300 после ремонта // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2014. № 4. С. 24–29.
15. Богоявленский А. А., Ермолаева О. Л., Боков А. Е., Матюхин К. Е. О сертификации программного обеспечения средств измерений и информационно-измерительных систем, применяемых в гражданской авиации // Труды ГосНИИ ГА. 2010. Вып. 311. С. 86–90.
16. Богоявленский А. А., Боков А. Е. Аттестация программного обеспечения специальных СИ на воздушном транспорте // Мир измерений. 2012. № 11. С. 14–22.

### References

1. Brian Colamosca, John Warburton. Assessment of different height-keeping performance monitoring systems on satisfaction of RVSM performance requirements. *Separation and airspace safety panel (SASP), 33rd working group meeting*, Montreal, Canada, 11–22 November 2019.

2. ICAO Doc 9574. Manual on Implementation of a 300 m (1,000 ft) Vertical Separation Minimum Between FL 290 and FL 410 Inclusive, Third Edition, ICAO, Montreal, Canada, 2012, 62 p.
3. ICAO Doc 9937. Operating procedures and practices for regional monitoring agencies in relation to the use of a 300 m (1,000 ft) vertical separation minimum between FL 290 and FL 410 inclusive, Second Edition, ICAO, Montreal, Canada, 2019, 82 p.
4. Shcherbakov D. E. Comparison of monitoring systems based on the results of measurements of errors in maintaining the height of aircraft, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2020, no. 33, pp. 128–138. (In Russ.)
5. Annex 6 to the International Convention for Civil Aviation, Operation of Aircraft, Part 1, ed. tenth, 2016, 10 p.
6. Otsenka vypolneniya uslovij bezopasnogo ispol'zovaniya prostranstva RVSM nad territoriej Rossijskoj Federatsii, a takzhe za ee predelami, gde otvetstvennost' za OrVD vozlozhena na Rossijskuyu Federatsiyu za 2021 god, Otchet FGUP GosNII GA, Moscow, 2022, 400 p. (In Russ.)
7. Gvozdev V. D. Permissible measurement error: choice of value, *Zakonodatel'naya i prikladnaya metrologiya*, 2013, no. 2., pp. 44–48. (In Russ.)
8. Upravlenie kathestvom produktsii: Spravochnik, Moscow, Izdatel'stvo standartov publ., 1985, 464 p. (In Russ.)
9. RD 50-605-86. Metodicheskie ukazaniya po primeneniyu standartov na statisticheskij priyomochnyj control'. Moscow, Izdatel'stvo standartov publ., 1986, 38 p. (In Russ.)
10. Kobzar A. I. *Prikladnaya matematicheskaya statistika: monografiya [Applied Mathematical Statistics: monograph]*, Moscow, Fizmatlit publ., 2012, 816 p. (In Russ.)
11. Chaddock R. E. *Principles and Methods of Statistics* (1st Edition), Houghton Mifflin Company, The Riverside Press, Cambridge, 1925, 471 p.
12. Bogoyavlenskiy A. A., Bokov A. E. On the experience of metrological examination of technical documentation for aviation equipment: criteria, methodology, results, *Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2016, no. 14, pp. 40–55. (In Russ.)
13. Bogoyavlenskiy A. A., Bokov A. E., Matyukhin K. E. Metrological support of operation testing of ground-based automated control system: the methodology and analysis of results, *Civil Aviation High Technologies*, 2015, no. 219, pp.137–143. (In Russ.)
14. Bogoyavlenskiy A. A., Bokov A. E. Metrological certification of the technique for measuring the gas temperature field downstream of the turbine during testing of RU-19A-300 engines after repair, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2014, no. 4, pp. 24–29. (In Russ.)
15. Bogoyavlenskiy A. A., Bokov A. E., Ermolaeva O. L., Matyukhin K. E. On certification of software measuring instruments and information and measuring systems used in civil aviation, *Sbornik nauchnykh trudov GosNII GA*, 2010, Iss. 311, pp. 86–90. (In Russ.)
16. Bogoyavlenskiy A. A., Bokov A. E. Attestation of special MI software on air transport, *The World of Measurements*, 2012, no. 11, pp. 14–22. (In Russ.) <https://doi.org/10.35400/1813-8667-2012-11-14-22>

### Информация об авторах

**Сутормина Алевтина Викторовна**, научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, [sutormina\\_av@gosniiga.ru](mailto:sutormina_av@gosniiga.ru)

**Чувахина Валентина Алексеевна**, главный аналитик, Группа Компаний Онеpoint, ООО «Регион-СвязьПроект», Москва, Россия, [vchuvakhina@onepoint.ru](mailto:vchuvakhina@onepoint.ru); [valya@inbox.ru](mailto:valya@inbox.ru)

**Щербаков Дмитрий Евгеньевич**, старший научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, [shcherbakov\\_de@gosniiga.ru](mailto:shcherbakov_de@gosniiga.ru); [gmumonitoring@rma-eurasia.ru](mailto:gmumonitoring@rma-eurasia.ru)

**Щербаков Евгений Константинович**, кандидат технических наук, руководитель РМА Евразия, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, [shcherbakov\\_ek@gosniiga.ru](mailto:shcherbakov_ek@gosniiga.ru)

### **Authors information**

**Sutormina Alevtina V.**, Researcher, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, sutormina\_av@gosniiga.ru

**Chuvakhina Valentina A.**, Senior Data Scientist, Onepoint Group of Companies, LCC “RegionSvyazProekt”, Moscow, Russia, vchuvakhina@onepoint.ru; valya@inbox.ru

**Shcherbakov Dmitry E.**, Senior Researcher, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, shcherbakov\_de@gosniiga.ru; gmumonitoring@rma-eurasia.ru

**Shcherbakov Evgeniy K.**, Candidate of Sciences (Engineering), The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, shcherbakov\_ek@gosniiga.ru

*Статья поступила в редакцию 28.02.2023; одобрена после рецензирования 16.05.2023; принята к публикации 22.05.2023.  
The article was submitted 28.02.2023; approved after reviewing 16.05.2023; accepted for publication 22.05.2023.*

Зарегистрирован Федеральной службой по надзору в сфере связи,  
информационных технологий и массовых коммуникаций (Роскомнадзор)  
Свидетельство о регистрации средства массовой информации ПИ № ФС77-61476 от 24 апреля 2015 г.

---

Подписано в печать 31.05.2023

Печать офсетная  
21,0 усл. печ. л.

Формат 60x84 1/8  
Заказ № 23-08е

14,2 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.