

**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 (№ 359)

№ 48

**Москва
2024**

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, 2024

Редакционная коллегия

- Главный редактор** – И. П. Чалик (ГосНИИ ГА)
Зам. главного редактора – А. А. Богоявленский, д-р техн. наук (ГосНИИ ГА)
Ответственный секретарь – 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. Книвель, 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. 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*)
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

Chief editor – Chalik I. P., GosNII GA, Moscow, Russia
Deputy chief editor – Bogoyavlenskiy A. A., Dr. Sci. (Eng.), GosNII GA, Moscow, Russia
Responsible Secretary – 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
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., Saint Petersburg State University of Civil Aviation, Saint Petersburg, Russia
Kuklev E. A., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Saint Petersburg State University of Civil Aviation, Saint Petersburg, Russia
Kurmanov U. Eh., Cand. Sci. (Eng.), Assoc. Prof., Kyrgyz Aviation Institute named after I. Abdramova, Bishkek, Kyrgyzstan
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

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

- Дроков В. Г., Дроков В. В., Мурыщенко В. В., Блинов А. В., Ногин А. В.** Оценка возможности применения СВЧ плазменного метода для измерения параметров микрочастиц продуктов эмиссии газовой воздушной системы авиационного двигателя 9
- Кулаков Е. А., Фонин В. О.** Методики стендовых испытаний по оценке гидравлического сопротивления озоновых конверторов 22
- Ерохин В. В., Лежанкин Б. В., Малисов Н. П., Болелов Э. А.** Управление траекторией полёта воздушного судна на основе методов адаптивной фильтрации навигационных параметров 33
- Богоявленский А. А.** Методы оценки прослеживаемости и неопределённости при калибровке специальных средств измерений в метрологических лабораториях авиапредприятий 46
- Мисютин Р. Ю., Мусин С. М., Кондрашов Д. А.** Функционирование ветрогенератора в аварийном режиме работы системы электроснабжения пассажирского самолёта 57
- Казачинский Г. Г., Рябинин А. Л., Супружников А. В., Семёнов Н. М., Карасёв К. В.** Обобщение опыта эксплуатации пилотажно-навигационного и радиоэлектронного оборудования вертолётов типа Ми-8Т за период 2020–2022 гг. 64
- Кольцов С. Е., Шитлов В. В., Чалик И. П.** Особенности экспертной лётной оценки тренажёра 74
- Масленникова Г. Е., Дмитриева С. В., Тажетдинов Р. Р.** Контроль взлётной массы вертолётов Ми-8МТВ по параметрам, регистрируемым средствами объективного контроля 81

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

- Рухлинский В. М., Хаустов А. А., Хаустова-Зметная А. Б.** Система управления безопасностью полётов на основе методов организационного проектирования 90
- Лесничий И. В., Самойлов И. А., Самойлов В. И., Страдомский О. Ю.** Тенденции рынка гражданских пассажирских винтовых самолётов вместимостью 19 мест 102
- Фридлянд А. А., Низаметдинов Р. Р., Горбунов В. П.** Прогнозы развития структуры и состава самолётного парка и пассажирских перевозок по сети авиалиний отечественной гражданской авиации 115
- Олексин С. Л.** Определение динамической пропускной способности свободного воздушного пространства по базовым сечениям нагрузки 126

Интеллектуальные транспортные системы

- Миронова Л. В., Волков А. К.** Распознавание запрещённых предметов и веществ на рентгеновских изображениях с применением нейросетевой архитектуры YOLOv8 135
- Спрысков В. Б., Шувалова Е. В., Кузнецов С. В.** Оценка точности определения горизонтальных координат воздушных судов системой наблюдения обслуживания воздушного движения 146

| |
|---|
| SCIENTIFIC BULLETIN OF THE STATE SCIENTIFIC RESEARCH INSTITUTE OF CIVIL AVIATION |
|---|

No. 48

2024

CONTENTS

Navigation and operation of aircraft

| | |
|--|----|
| Drokov V. G., Drokov V. V., Muryshchenko V. V., Blinov A. V., Nogin A. V. Assessment of the possibility of using the microwave plasma method to measure the parameters of microparticles of emission products of the gas-air path of an aircraft engine | 9 |
| Kulakov E. A., Fonin V. O. Test methods for evaluating the hydraulic resistance of ozone converters | 22 |
| Erokhin V. V., Lezhankin B. V., Malisov N. P., Bolelov E. A. Aircraft flight path control based on methods of adaptive filtering of navigation parameters | 33 |
| Bogoyavlenskiy A. A. Methods for assessing traceability and uncertainty in the calibration of special measuring instruments in the metrological laboratories of aviation enterprises | 46 |
| Misyutin R. Yu., Musin S. M., Kondrashov D. A. Functioning of a wind turbine in emergency operation of work of system of electrosupply of the passenger plane | 57 |
| Kazachinskiy G. G., Ryabinin A. L., Supruzchnikov A. V., Semenov N. M., Karasev K. V. Generalising the experience in the operation of flight and navigation equipment and avionics equipment on Mi-8T helicopters over the period of 2020–2022 | 64 |
| Koltsov S. E., Shitlovich V. V., Chalik I. P. Features of the expert flight evaluation of the simulator | 74 |
| Maslennikova G. E., Dmitrieva S. V., Tazhetdinov R. R. Control of take-off weight of Mi-8MTV helicopters by parameters recorded by means of objective control | 81 |

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

| | |
|---|-----|
| Rukhlinskiy V. M., Khaustov A. A., Khaustova-Zmetnaya A. B. Safety management system based on organizational design methods | 90 |
| Lesnichiy I. V., Samoylov I. A., Samoylov V. I., Stradomskiy O. Yu. Market trends in civilian passenger propeller 19-seat aircraft | 102 |
| Fridlyand A. A., Nizametdinov R. R., Gorbunov V. P. Forecasts of the development of the structure and composition of the aircraft fleet and passenger traffic on the domestic civil aviation airline network | 115 |
| Oleksin S. L. Determination of dynamic free airspace capacity from basic load sections | 126 |

Intelligent transport systems

| | |
|--|-----|
| Mironova L. V., Volkov A. K. Recognition of prohibited objects and substances in X-ray images using the YOLOv8 neural network architecture | 135 |
| Spryskov V. B., Shuvalova E. V., Kuznetsov S. V. Assessment of the accuracy of determination of horizontal coordinates of aircraft by surveillance system air traffic service | 146 |

Научная статья
УДК 629.735.03.063.7

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ СВЧ ПЛАЗМЕННОГО МЕТОДА ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ МИКРОЧАСТИЦ ПРОДУКТОВ ЭМИССИИ ГАЗОВОЗДУШНОГО ТРАКТА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

В. Г. ДРОКОВ¹, В. В. ДРОКОВ¹, В. В. МУРЫЩЕНКО¹, А. В. БЛИНОВ², А. В. НОГИН²

¹ НИИ прикладной физики Иркутского государственного университета, Иркутск, Россия

² АО «ОДК-Авиадвигатель», Пермь, Россия

Аннотация. Представлена концепция применения сверхвысокочастотного (СВЧ) плазменного метода для оценки технического состояния газоздушного тракта (ГВТ) авиационного двигателя по частицам продуктов эмиссии ГВТ в пробах зольных отложений. Опробована методика отбора проб продуктов эмиссии и их подготовка к СВЧ плазменным измерениям. Проведены измерения параметров частиц в пробах эмиссии ГВТ СВЧ плазменным методом для разных точек отбора и оценено влияние точки отбора на значения параметров частиц эмиссии ГВТ. Проведено сравнение двух двигателей по параметрам частиц при одинаковых изменениях режимов работы и показано, что при количестве зарегистрированных частиц $>2000 \text{ см}^{-3}$ в качестве величины коррелирующей с состоянием ГВТ возможно использование относительного безразмерного параметра $[R_o]$ – рейтинга общего количества частиц изнашивания. Результаты СВЧ плазменных измерений элементного состава частиц эмиссии ГВТ подтверждены независимым микрорентгеноспектральным методом. Возможность определения элементного состава частиц по результатам СВЧ плазменных измерений позволит, в отдельных случаях, выявлять поврежденный узел ГВТ.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, газоздушный тракт, продукты эмиссии, частицы изнашивания, авиационный двигатель, СВЧ плазменный анализатор, эксплуатация авиационной техники

Для цитирования: Дроков В. Г., Дроков В. В., Мурыщенко В. В., Блинов А. В., Ногин А. В. Оценка возможности применения СВЧ плазменного метода для измерения параметров микрочастиц продуктов эмиссии газоздушного тракта авиационного двигателя // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 48. С. 9–21.

ASSESSMENT OF THE POSSIBILITY OF USING THE MICROWAVE PLASMA METHOD TO MEASURE THE PARAMETERS OF MICROPARTICLES OF EMISSION PRODUCTS OF THE GAS-AIR PATH OF AN AIRCRAFT ENGINE

V. G. DROKOV¹, V. V. DROKOV¹, V. V. MURYSHCENKO¹, A. V. BLINOV², A. V. NOGIN²

¹ Research Institute of Applied Physics of Irkutsk State University, Irkutsk, Russia

² UEC-Aviadvigatel', Perm', Russia

Abstract. The concept of application of ultrahigh-frequency (SHF) plasma method for evaluation of technical condition of gas-air duct of aircraft engine by particles of gas-air duct emission products in samples

of ash deposits is presented. The method of sampling emission products and their preparation for microwave plasma measurements was tested. Measurements of particle parameters in the gas-air mixture emission samples by the microwave plasma method for different sampling points were carried out and the effect of the sampling point on the parameters of the gas-air mixture emission particles was evaluated. A comparison of two engines by particle parameters was made with the same changes in operating modes and it was shown that with the number of registered particles $>2000 \text{ cm}^{-3}$, it is possible to use the relative dimensionless parameter $[R_e]$ as a value correlating with the state of gas-air duct - the share of the number of wear particles containing a certain element in the total number of wear particles (rating of the total number of wear particles). The results of microwave plasma measurements of the elemental composition of gas-air mixture emission particles are confirmed by an independent micro-X-ray spectral method. The ability to determine the elemental composition of particles based on the results of microwave plasma measurements will allow, in some cases, to identify a damaged gas-air duct unit.

Keywords: gas-air duct, emission products, wear particles, aircraft engine, microwave plasma analyzer, operation of aviation equipment

For citation: Drokov V. G., Drokov V. V., Muryshchenko V. V., Blinov A. V., Nogin A. V. Assessment of the possibility of using the microwave plasma method to measure the parameters of microparticles of emission products of the gas-air path of an aircraft engine. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no. 48, pp. 9–21. (In Russ.)

Введение

Одним из направлений развития методов и средств технической диагностики авиационных двигателей является разработка новых инструментальных технологий, позволяющих объективно контролировать и прогнозировать состояние их систем. В этом ряду актуальным является создание технологии оценки состояния узлов ГВТ, поскольку наибольшее число проблем, возникающих в проточной части двигателя, связано с возникновением и развитием усталостных трещин и разрушений лопаток компрессора и турбины, дисков турбины, прогаров жаровой трубы [1].

К настоящему времени определились наиболее часто применяемые методы технического диагностирования и неразрушающего контроля ГВТ: визуально-оптические методы с применением эндоскопов, ультразвуковые методы (УЗК), электромагнитные методы, больше известные в эксплуатации как вихретоковые (ВТК), капиллярные, магнитопорошковые и рентгеновские методы [2, 3]. Около 90 % эксплуатационного объёма диагностирования относится к визуально-оптическому осмотру с применением жёстких и гибких эндоскопов, за ним по частоте применения следует применение ультразвукового диагностирования [3].

Одним из перспективных способов контроля является способ электростатического диагностирования (электростатического зондирования) ГВТ газотурбинных двигателей (ГТД) [4]. Метод основан на регистрации разности потенциалов, возникающей между чувствительным элементом электростатического датчика и корпусом ГТД в результате выноса газовым потоком заряженных частиц, образующихся в процессе изнашивания, в результате прогаров и поломок элементов конструкции ГВТ, частиц конденсированной фазы продуктов сгорания топлива, а также песка и частиц воды. Данный метод – практически единственный реализованный метод выявления начальной стадии процесса разрушения элементов проточной части работающих авиационных ГТД, однако он достаточно трудоёмкий.

В НИИ прикладной физики совместно с компанией ООО «Спектросиб» разработан СВЧ плазменный метод анализа. Этот метод уже успешно применяется для оценки состояния узлов маслосистем авиационных ГТД [5].

Возможности данного метода не исчерпываются диагностированием смазываемых узлов трения двигателя. СВЧ плазменный метод может быть использован также для диагностирования

любых систем, где имеется среда, содержащая металлические микрочастицы, в частности, для оценки состояния ГВТ по результатам измерения параметров микрочастиц продуктов эмиссии.

Цели работы заключались в следующем:

1. Опробовать методику отбора и подготовки пробы для анализа на СВЧ плазменном анализаторе.
2. Провести измерения параметров частиц в пробах эмиссии ГВТ СВЧ плазменным методом для разных точек отбора пробы и оценить влияние точки отбора на результаты измерения параметров частиц эмиссии.
3. Провести сравнительный анализ параметров микрочастиц продуктов эмиссии, измеренных на СВЧ плазменном анализаторе, с результатами анализа независимого микрорентгеноспектрального метода.
4. Предложить диагностические признаки, устанавливающие связь параметров частиц с изменением режима работы двигателя.

Измеряемые параметры СВЧ плазменным методом

СВЧ плазменный метод основан на непрерывном введении аэрозоля пробы масла, распыляемого ультразвуковым распылителем, в спектральный источник света и регистрации возникающих вспышек – сцинтилляций аналитических линий химических элементов от каждой встретившейся в пробе и попавшей в аналитическую зону источника металлической частицы [5].

При использовании аналитической навески в 1 мл анализатор за время 10 мин в абсолютных значениях выдаёт следующую информацию:

1. N – число зарегистрированных частиц, для каждого элемента, см^{-3} .
2. $C_{\text{част}}$ – массовая доля элементов, находящихся в пробе масла в виде металлических частиц изнашивания размером $d > 2$ мкм, в диапазоне содержаний от 0,05 до 10,00 млн^{-1} (г/т).
3. $C_{\text{раст}}$ – массовая доля элементов, находящихся в пробе масла в виде истинного раствора или субмикронных частиц ($d < 2$ мкм) в диапазоне содержаний от 0,2 до 10,0 млн^{-1} (г/т).
4. $N_{\text{общ}}$ – общее количество зарегистрированных частиц всех измеряемых элементов в пробе. $N_{\text{общ}} = \sum N + \sum N_{\text{сл}}$, где $N_{\text{сл}}$ – число «сложных» частиц, состоящих из двух и более элементов, см^{-3} .
5. Элементный состав каждой зарегистрированной металлической частицы.
7. $D_{\text{ср}}$ – средний диаметр частиц, пересчитанный для условного шара, в диапазоне размеров от 2 до 80 мкм.

Таким образом, СВЧ плазменный метод позволяет измерять большое количество параметров металлических микрочастиц, находящихся в маслосистеме авиационного двигателя, и может быть адаптирован для измерения параметров микрочастиц и диагностирования других систем авиационного двигателя, например, топливной аппаратуры и ГВТ.

Отбор и подготовка проб эмиссии ГВТ для СВЧ плазменного анализа и оценка влияния точки отбора на результаты анализа

На анализ поступили пробы с двух двигателей, проходящих стендовые испытания. Пробы представляют собой протиры сажевых отложений продуктов эмиссии с внутренней поверхности проточной части двигателей № 1 и № 2. Для протириров использовались отрезки фильтровальной бумаги. Отбор проб проводился на каждом типе испытаний с трёх точек отбора – на 3, 6 и 9 ч (по часовому циферблату).

Для СВЧ плазменного анализа подготовка проб, отобранных из ГВТ, проводилась путём переноса сажевых отложений с поверхности протириров в чистое масло МС-8П с помощью активации в ультразвуковой ванне.

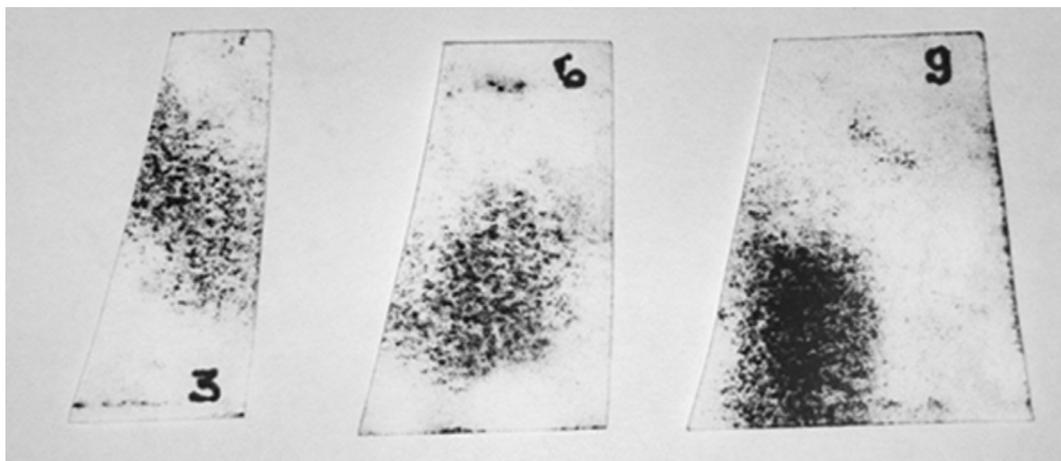


Рис. 1. Фрагменты протиров сажевых отложений продуктов эмиссии ГВТ с двигателя № 1 на 3, 6 и 9 ч

Было отобрано и подготовлено:

- двигатель № 1 – 36 проб (13 отборов проб по 3 точкам), минимальная наработка 1 ч 24 мин (84 мин), максимальная наработка 18 ч 39 мин (1119 мин);
- двигатель № 2 – 30 проб (10 отборов проб по 3 точкам), минимальная наработка 0 ч 58 мин, максимальная 6 ч 8 мин (368 мин).

Каждая точка отбора анализировалась отдельно.

Влияние точки отбора на измерение значений параметров частиц

Визуальный осмотр протиров (рис. 1) и результаты измерений показали, что количества зарегистрированных металлических частиц в сажевых отложениях в зависимости от точки отбора существенно различаются (табл. 1, табл. 2).

Таблица 1

Количество зарегистрированных частиц в сажевых отложениях продуктов эмиссии ГВТ из двигателя № 1 на 3, 6 и 9 ч с наработкой 1 ч 24 мин

| Элемент | $N, \text{см}^{-3}$ | | |
|---------|---------------------|--------|--------|
| | на 3 ч | на 6 ч | на 9 ч |
| Al | 8560 | 5879,5 | 7670 |
| Cr | 312 | 199 | 295 |
| Ni | 1560 | 1153 | 3007 |
| Mg | 439 | 456 | 380 |
| Fe | 178 | 193 | 168 |
| Cu | 51 | 60 | 48 |
| Ag | 55 | 79 | 62 |
| V | 0 | 0 | 0 |
| Mn | 1 | 1 | 1 |
| Mo | 5 | 1 | 4 |
| Ti | 10 | 5 | 6 |
| Si | 0 | 2 | 0 |

Таблица 2

Количество зарегистрированных частиц в сажевых отложениях продуктов эмиссии ГВТ из двигателя № 1 на 3, 6 и 9 ч с наработкой 3 ч 6 мин

| $N, \text{см}^{-3}$ | | | |
|---------------------|--------|--------|--------|
| Элемент | на 3 ч | на 6 ч | на 9 ч |
| Al | 636 | 686 | 433 |
| Cr | 352 | 450 | 328 |
| Ni | 1143 | 2295 | 6544 |
| Mg | 482 | 471 | 278 |
| Fe | 156 | 218 | 126 |
| Cu | 13 | 19 | 5 |
| Ag | 30 | 69 | 27 |
| V | 1 | 0 | 0 |
| Mn | 1 | 0 | 2 |
| Mo | 1 | 1 | 5 |
| Ti | 1 | 4 | 5 |
| Si | 1 | 1 | 0 |

Из таблиц видно, что наибольшее количество частиц зарегистрировано для Al, Cr, Ni, Fe, которые входят в состав сплавов, используемых в конструкции ГВТ и сопряжённых агрегатов (систем). Для элементов V, Mn, Mo, Si количество зарегистрированных частиц получено на уровне «холостых» значений. Немного превышает «холостое» значение количество зарегистрированных частиц титана и серебра. Частицы серебра регистрировались устойчиво в процессе анализа, максимальное количество составило $N(\text{Ag})=79 \text{ см}^{-3}$. Обнаружение частиц серебра, вероятнее всего, связано с износом покрытия лопаток проточной части двигателя.

Из показателей в таблицах следует, что использование абсолютных параметров частиц изнашивания для интерпретации полученных результатов в условиях эксплуатации практически невозможно, поскольку они зависят от большого числа факторов, которые необходимо учитывать: времени наработки двигателя и его типа, полноты оседания частиц на поверхности сопла, тщательности отбора пробы.

Ранее для диагностирования узлов трения по результатам СВЧ плазменных (сцинтилляционных) измерений было найдено несколько новых относительных параметров, коррелирующих с техническим состоянием авиадвигателя [5]:

$[R_o]$ – доля количества частиц изнашивания, содержащих определённый элемент, в общем количестве частиц изнашивания (рейтинг общего количества частиц изнашивания);

$[R_{cl}]$ – доля количества «сложных» частиц изнашивания определённого состава в общем количестве частиц изнашивания (рейтинг «сложных» частиц определённого состава, например, Cu-Ag, Fe-Cr-Ni).

Рейтинг частиц изнашивания рассчитывался как количество частиц определённого состава, приходящихся на 1000 общего количества частиц, зарегистрированных по всем элементам. Тем самым устранялось влияние времени накопления частиц и степени разбавления пробы.

Очевидно, что значение погрешности рейтинга зависит от представительности выборки по числу частиц, и при числе зарегистрированных частиц >2000 оно не превышает 20–25 % [6].

Ниже представлены графики изменения R_o в зависимости от наработки двигателя для элементов Cr и Ni, для которых зарегистрировано наибольшее количество металлических частиц

и которые используются в конструкции проточной части двигателя. Зависимость изменения параметра R_o с наработкой по Al также представляет интерес, однако здесь необходимо проведение дополнительных исследований, связанных с формой нахождения элемента.

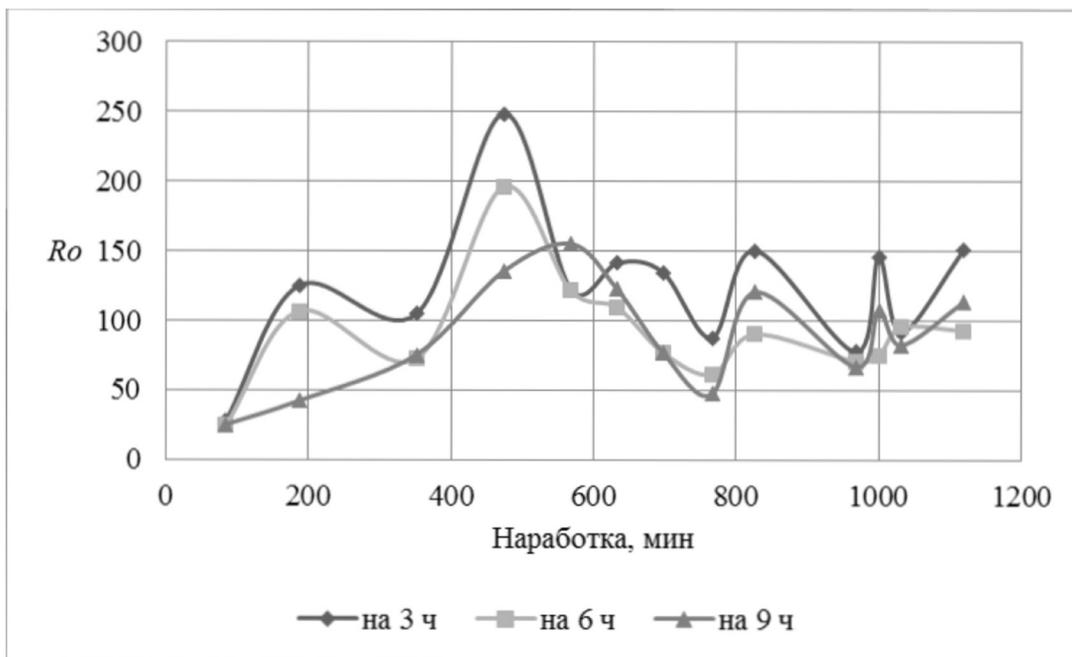


Рис. 2. График зависимости изменения параметра $R_o(Cr)$ от наработки двигателя № 1

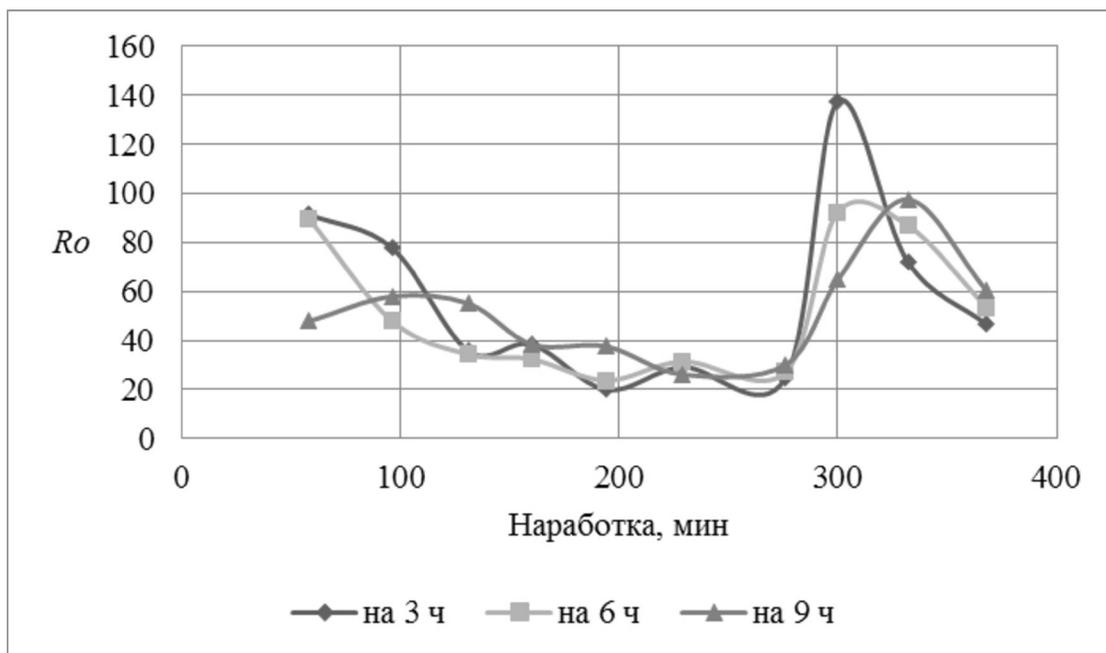


Рис. 3. График зависимости изменения параметра $R_o(Cr)$ от наработки двигателя № 2

Зависимости, представленные на рис. 2 и рис. 3, отличаются друг от друга. Для двигателя № 1 (рис. 2) значения $R_o(Cr)$ возрастают с увеличением наработки вплоть до 500 мин. Для двигателя № 2 (рис. 3) наблюдается уменьшение $R_o(Cr)$ с повышенных значений при минимальной наработке до выброса при наработке 300 мин. Данные различия могут характеризовать особенности процессов приработки, протекающих индивидуально для каждого двигателя.

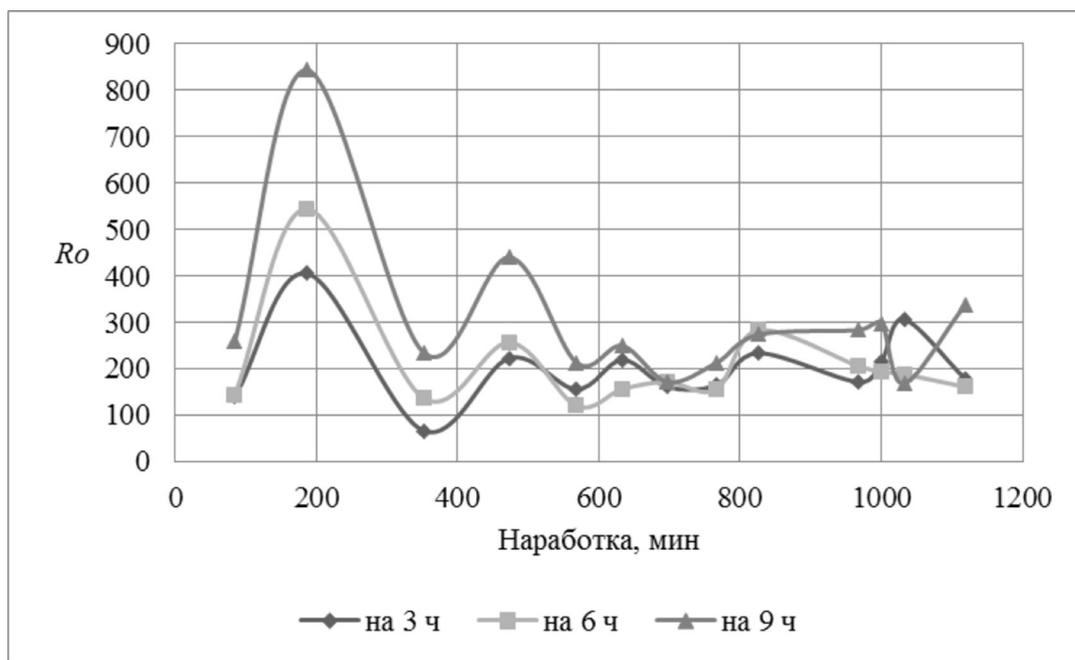


Рис. 4. График зависимости изменения параметра $R_o(Ni)$ от наработки двигателя № 1

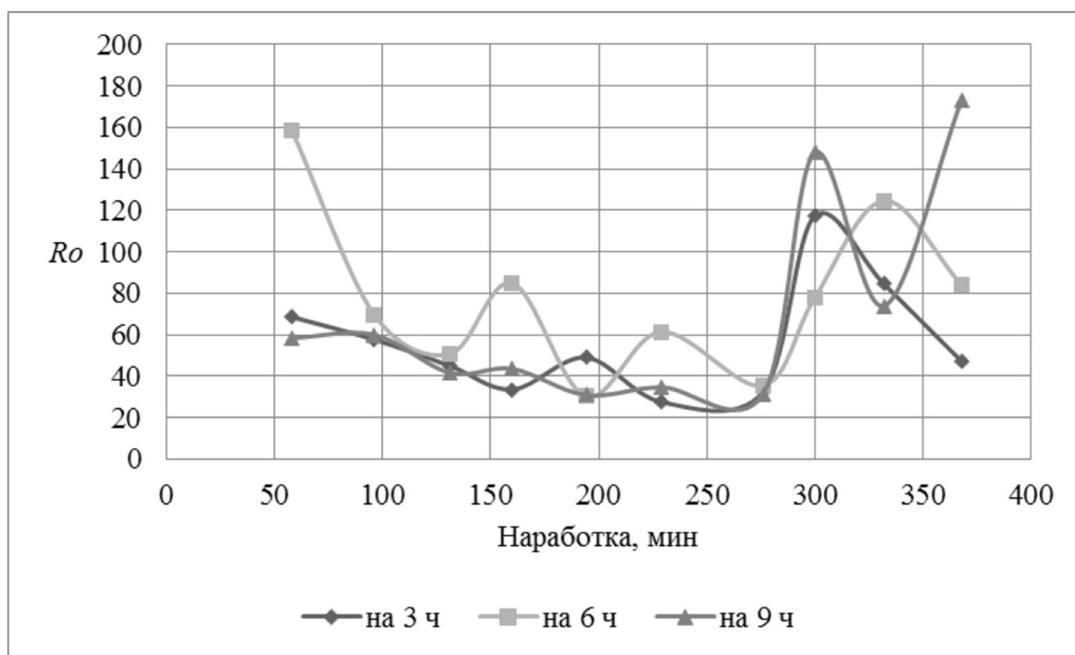


Рис. 5. График зависимости изменения параметра $R_o(Ni)$ от наработки двигателя № 2

Характер кривых зависимости $R_o(Ni)$ от наработки двигателей, представленных на рис. 4 и рис. 5, аналогично кривым зависимости $R_o(Cr)$ различается между двигателями, что может свидетельствовать об индивидуальности протекания износных процессов для каждого двигателя.

Из представленных зависимостей видно, что наблюдается качественная корреляция хода полученных кривых. Вероятнее всего, различия в ходе кривых связаны с неоднородностью оседания продуктов эмиссии на поверхности ГВТ и несовершенством технологии отбора проб, что приводит к возникновению случайных ошибок и увеличению погрешности анализа.

Результаты по количеству зарегистрированных частиц по V, Mn, Mo, Ti – на уровне «холодных» значений. Однако данные элементы используются в конструкции ГВТ в виде легирующих.

Можно ожидать, что увеличение относительного числа данных частиц с увеличением наработки двигателя будет свидетельствовать об ухудшении состояния узлов ГВТ.

Руководствуясь качественной корреляцией полученных зависимостей параметра R_o для разных точек отбора, было решено усреднить полученные зависимости для обоих двигателей и сопоставить их. Графики, представленные ниже, построены для сопоставимой наработки обоих двигателей, порядка 400 мин.

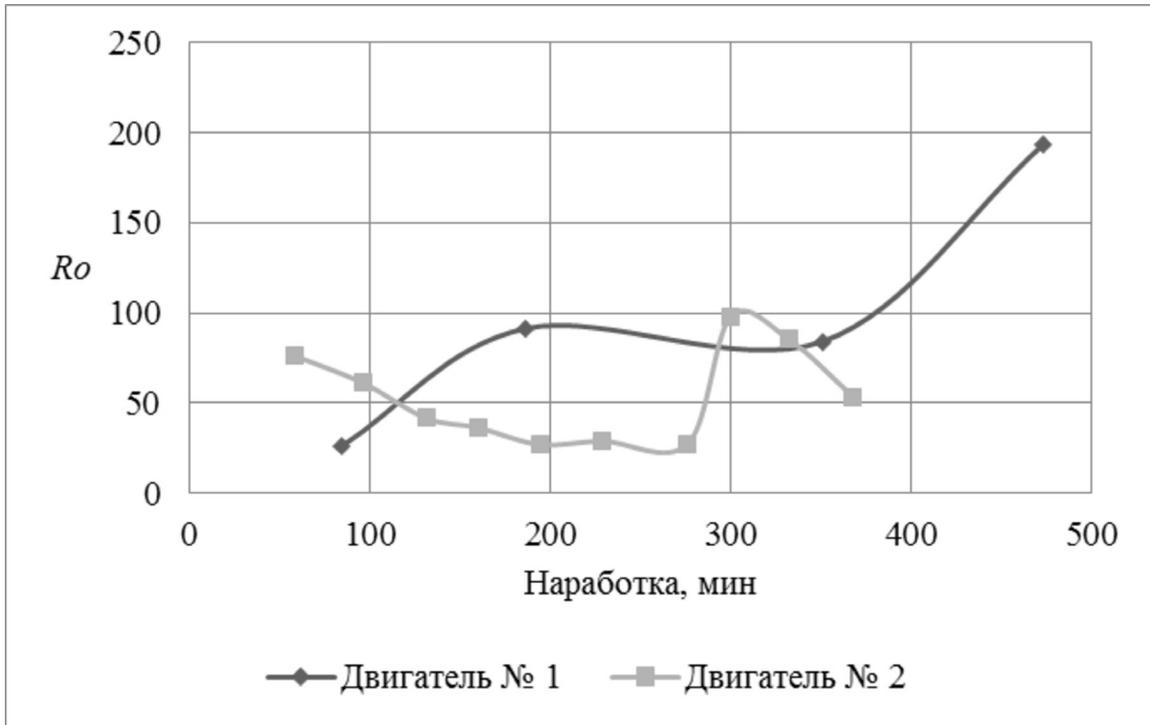


Рис. 6. График зависимости изменения параметра $R_o(Cr)$ от наработки

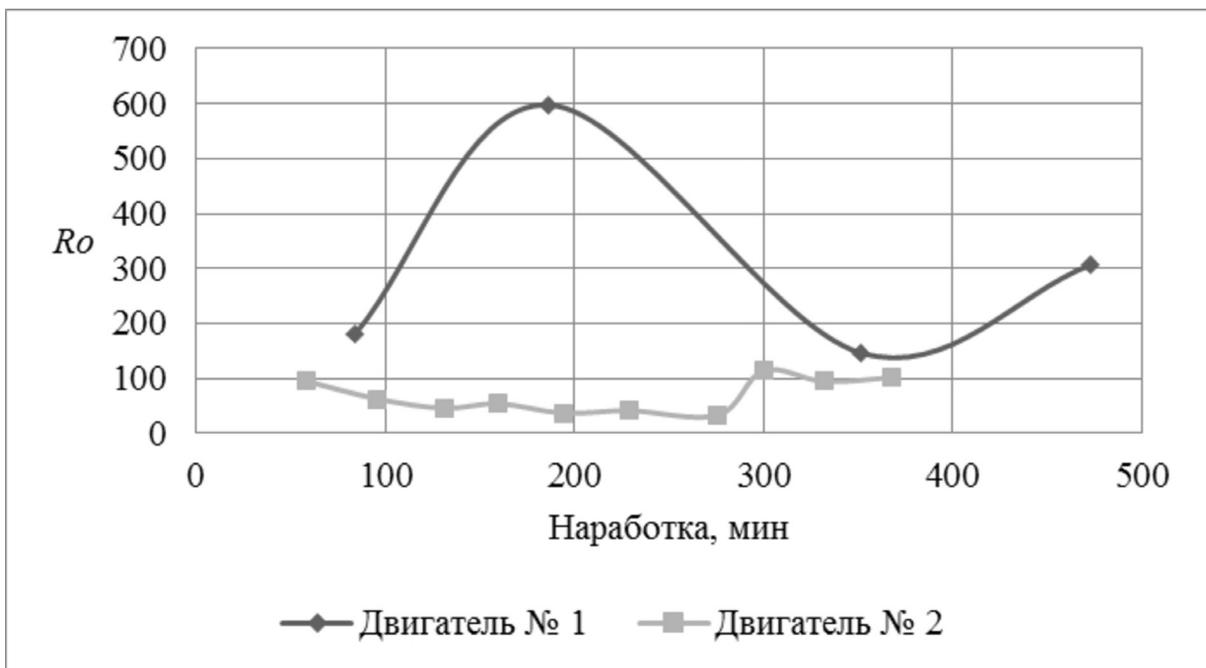


Рис. 7. График зависимости изменения параметра $R_o(Ni)$ от наработки

Рис. 6 и рис. 7 отображают качественное различие между двигателями уже на этапе стендовых испытаний. На данном этапе работ нельзя говорить об оценке технического состояния ГВТ конкретного двигателя. Однако характер полученных зависимостей может свидетельствовать об индивидуальности протекания процессов износа и эрозии для каждого двигателя. Из рис. 6 и рис. 7 видно, что параметры двигателя № 1 выше, чем у двигателя № 2, при этом представленные зависимости для двигателя № 1 возрастают с характерными экстремумами.

Таким образом, использование относительного параметра R_0 позволяет интерпретировать результаты анализа проб эмиссии ГВТ. При достаточном количестве статистического материала возможно измерение параметров частиц эмиссии и разработка методики оценки технического состояния ГВТ.

Оценка параметров частиц эмиссии с помощью независимого метода микрорентгеноспектрального анализа (МРСА)

Для проведения МРСА пробы продуктов эмиссии ГВТ подготавливались путём отпечатка углеродного скотча с поверхности протирки. На протирке выбирали область с наибольшей концентрацией сажевых отложений и фрагментом углеродного скотча размером 5 мм² выполняли отпечаток. Излишки пробы с поверхности углеродного скотча удаляли продуванием. В итоге проба для МРСА представляла собой частицы продуктов эмиссии ГВТ, высаженные на поверхность углеродного скотча.

На рис. 8 представлен снимок области частиц в обратно-рассеянных электронах. Чем светлее фон частицы, тем больше её атомный вес. С помощью масштабной линейки определён размер частиц.

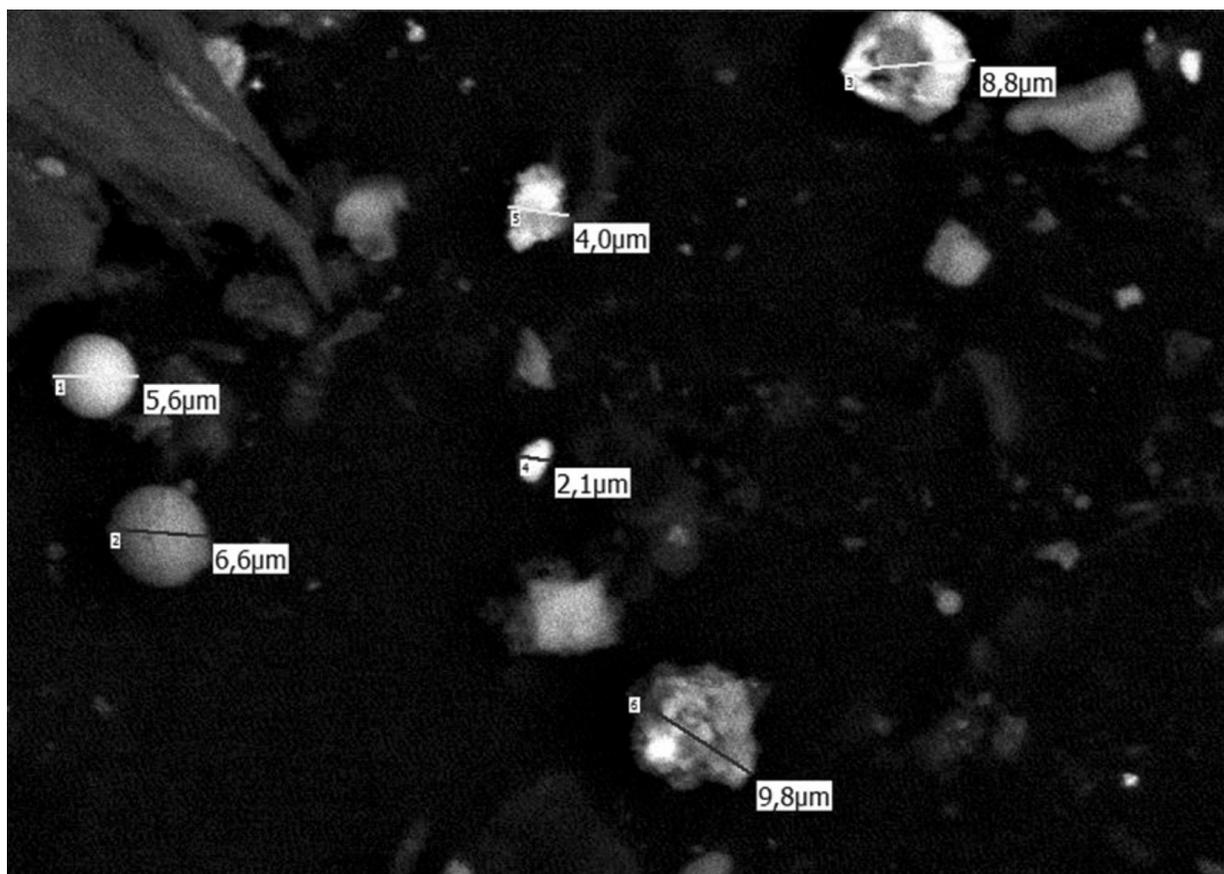


Рис. 8. Снимок области частиц с указаниями размеров в мкм

Для получения статистически значимых результатов произведено картирование пробы с последующей обработкой карт. Съёмку карты области выполняли при увеличении 100–200 крат в хорошем разрешении, чтобы при дальнейшей обработке имелась возможность набрать информацию о составе частиц износа.

Результаты микрорентгеноспектральных измерений элементного состава частиц эмиссии ГВТ представлены в табл. 3.

Таблица 3

Элементный состав частиц, измеренный в пробах продуктов эмиссии ГВТ методом МРСА

| Спектр/элемент | C | O | Al | Si | Ti | Cr | Fe | Ni |
|----------------|--------|-------|------|------|------|------|------|------|
| 1 | 58,87 | 41,13 | | | | | | |
| 2 | 72,67 | 26,17 | 0,29 | 0,19 | 0,01 | 0,02 | 0,13 | 0,05 |
| 3 | 59,40 | 33,44 | 5,88 | 1,28 | | | | |
| 4 | 64,47 | 35,00 | 0,12 | 0,11 | | | 0,09 | |
| 5 | 74,66 | 24,52 | 0,39 | | | | | |
| 6 | 73,17 | 19,82 | 0,40 | 0,45 | | | | |
| 7 | 100,00 | | | | | | | |
| 8 | 71,91 | 19,62 | 0,56 | | | 1,09 | 2,65 | 3,85 |
| 9 | 69,82 | 21,19 | 0,55 | | | 0,97 | 3,01 | 4,18 |
| 10 | 79,30 | 20,70 | | | | | | |
| 11 | 59,10 | 32,07 | 5,78 | 1,11 | | | 0,93 | |
| 12 | 74,84 | 25,16 | | | | | | |
| 13 | 63,29 | 33,49 | 0,16 | 0,11 | | | 0,07 | |
| 14 | 55,59 | 38,43 | | 3,13 | | | 0,06 | |
| 15 | 75,21 | 22,46 | 1,07 | | | 0,22 | 0,27 | 0,77 |

Примечание. Все значения элементного состава частиц эмиссии в табл. 3 приведены в «атомных %».

Состав подавляющего большинства частиц в табл. 3 представлен углеродом и кислородом, суммарно составляющими часто >90 %. Наблюдаются частицы на основе никеля – аустенита, сплава, из которого изготавливают жаровые трубы.

Также наблюдаются частицы титана – следствие износа лопаток турбины. На рис. 8 яркая сферическая частица размером 5,6 мкм представляет собой оксид титана.

Наблюдаются цирконий и иттрий, которые входят в состав защитного напыления в качестве легирующих элементов.

Таблица 4

Сравнение результатов измерения элементного состава СВЧ плазменным методом и МРСА

| СВЧ плазменный | МРСА |
|----------------|-------------------|
| Al-Fe | Al-Fe |
| Al-Cr-Ni-Fe | Al-Cr-Ni-Fe |
| Al-Cr-Mg-Fe | Al-Cr-Ni-Mg-Fe |
| Al-Cr-Mg-Fe-Cu | Al-Cr-Ni-Mg-Fe-Cu |
| Al-Mg-Fe | Al-Mg-Fe-Ti |
| Al-Ni-Ag | Al |
| Al-Cr | Al-Mg |

Использование МРСА было необходимо для верификации измерений СВЧ плазменного метода. Для этого одну пробу продуктов эмиссии ГВТ проанализировали двумя методами – СВЧ плазменным и МРСА. Полученные результаты сравнения измерений элементного состава представлены в табл. 4.

Табл. 4 показывает, что результаты измерения элементного состава для всех частиц полностью или частично совпадают, что позволяет сделать вывод о правильности измерения элементного состава СВЧ плазменным методом.

До внедрения представленной методики в практику авиационной деятельности потребуется проработать и решить вопросы единства проводимых измерений и их метрологического обеспечения, которые в настоящей статье подробно не рассматривались. Для этого предложенная авторами методика первоначально подлежит метрологической экспертизе в соответствии с методологией [7], с последующей аттестацией с применением методических подходов [8, 9], разработанных для косвенных измерений в профильных для гражданской авиации направлениях.

Заключение

В качестве инструмента для измерения параметров микрочастиц эмиссии ГВТ авиационного ГТД предлагается использовать СВЧ плазменный метод, который позволяет оценивать количество и элементный состав частиц эмиссии.

Апробирована методика отбора проб продуктов эмиссии из проточной части двигателя и разработана методика подготовки проб к СВЧ плазменному анализу.

Проведены измерения параметров частиц в пробах эмиссии ГВТ СВЧ плазменным методом для разных точек отбора пробы и показано, что при количестве зарегистрированных частиц $>2000 \text{ см}^{-3}$ в качестве величины коррелирующей с состоянием ГВТ возможно использование относительного безразмерного параметра $[R_o]$ – рейтинга общего количества частиц изнашивания.

Проведены сравнительные измерения элементного состава частиц эмиссии СВЧ плазменным и микрорентгеноспектральными методами, показано их качественное соответствие. Определение элементного состава частиц по результатам СВЧ плазменных измерений позволит в отдельных случаях выявлять повреждённый узел ГВТ.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Дмитриев С. А., Симонова Е. С. Анализ отказов и повреждений авиационных двигателей за период 2007–2020 гг. // Надёжность и качество сложных систем. 2023. № 1. С. 81–90. <https://doi.org/10.21685/2307-4205-2023-1-10>
2. Лаврушин А. А. Ультразвуковая диагностика сварных швов жидкостных ракетных двигателей // Актуальные проблемы авиации и космонавтики: Материалы III Международной научно-практической конференции творческой молодёжи, том 1. Красноярск, 10–14 апреля 2017 г., СибГАУ им. М. Ф. Решетнёва. Красноярск: Изд-во СибГАУ, 2017. С. 160–162.
3. Козлов А. С., Мухутжинов Ф. И., Саженков А. Н. Элементный анализ дисперсных продуктов эмиссии авиационного двигателя для диагностики эрозионного износа его деталей // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2021. № 67. С. 1–26. <https://doi.org/10.15593/2224-9982/2021.67.02>
4. Способ мультиантенной электростатической диагностики газотурбинных двигателей на установившихся и не установившихся режимах работы: пат. RU 2474806 С1 / Голенцов Д. А., Ватажин А. Б., Лихтер В. А., Вавиловская С. Л. // Изобретения. Полезные модели. № 4. 2013.

5. Иноземцев А. А., Дроков В. Г., Дроков В. В. Состояние, перспективы развития спектральной трибодиагностики авиационных газотурбинных двигателей. Часть 3. Сцинтилляционный атомно-эмиссионный способ измерения параметров металлических частиц в пробах авиационных масел // Контроль. Диагностика. 2011. № 6(156). С. 17–26.

6. Дроков В. Г. Повышение достоверности результатов диагностирования газотурбинных двигателей сцинтилляционным методом с целью снижения рисков возникновения чрезвычайных ситуаций при эксплуатации воздушных судов: автореф. дис. д-ра техн. наук. Москва: ГосНИИ ГА, 2009. 42 с.

7. 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(325). С. 40–55.

8. 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.

9. Богоявленский А. А., Боков А. Е. Измерения температуры газов за турбиной при испытаниях авиадвигателей после ремонта // Мир измерений. 2014. № 11. С. 7–14.
<https://doi.org/10.35400/1813-8667-2014-11-7-14>

References

1. Dmitriev S. A., Simonova E. S. Failures and damages of aero engines from 2007 to 2020. *Reliability and Quality of Complex Systems*. 2023, no. 1, pp. 81–90. (In Russ.) <https://doi.org/10.21685/2307-4205-2023-1-10>

2. Lavrushin A. A. Ultrasonic diagnostics of welds of liquid-propellant rocket engines. *Current problems of aviation and cosmonautics. Materials of the III International Scientific and Practical Conference of Creative Youth*, vol. 1. Krasnoyarsk, April 10–14, 2017. Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2017, pp. 160–162. (In Russ.)

3. Kozlov A. S., Mukhutdinov F. I., Sazhenkov A. N. Elemental analysis of dispersed emission products of an aircraft engine for diagnosing its parts erosive wear. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2021, no. 67, pp. 16–26. (In Russ.) <https://doi.org/10.15593/2224-9982/2021.67.02>

4. Golentsov D. A., Vatazhin A. B., Likhter V. A., Vavirovskaya S. L. Patent RU 2474806 C1. *Inventions. Utility models*, no. 4, 2013.

5. Inozemtsev A. A., Drovok V. G., Drovok V. V. Current status and perspectives of development of the turbo-jet aviation engines spectral tribodiagnosics. Part 3. *Kontrol'. Diagnostika*, 2011, no. 6(156), pp. 17–26. (In Russ.)

6. Drovok V. G. Improving the reliability of the results of diagnosing gas turbine engines by the scintillation method in order to reduce the risks of emergency situations during the operation of aircraft. Abstract of the Doctoral dissertation Technical Sciences, Moscow, GosNII GA, 2009, 42 p. (In Russ.)

7. Bogoyavlenskiy A. A., Bokov A. E. On the experience of conducting 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(325), pp. 40–55. (In Russ.)

8. Bogoyavlenskiy A. A. To the question of the reliability of estimates of the coefficients aerodynamic of similarity of boxing to the test benches test station for aircraft GTE. *Aerospace Instrument-Making*. 2016, no. 11, pp. 52–56. (In Russ.)

9. Bogoyavlenskiy A. A., Bokov A. E. Gas temperature measurements behind the turbine during aircraft engine tests after repair. *Measurements World*, 2014, no. 11, pp. 7–14. (In Russ.),
<https://doi.org/10.35400/1813-8667-2014-11-7-14>

Информация об авторах

Дроков Виктор Григорьевич, доктор технических наук, ведущий научный сотрудник, НИИ прикладной физики Иркутского Государственного университета, Иркутск, Россия, spectrosib@gmail.com

Дроков Виктор Владиславович, инженер, НИИ прикладной физики Иркутского Государственного университета, Иркутск, Россия, spectrosib@gmail.com

Мурыщенко Владимир Валерьевич, инженер, НИИ прикладной физики Иркутского Государственного университета, Иркутск, Россия, spectrosib@gmail.com

Блинов Андрей Владимирович, заместитель начальника отдела по специальным видам диагностики, АО «ОДК-Авиадвигатель», Пермь, Россия, blinov-av@avid.ru

Ногин Антон Владимирович, начальник отдела по специальным видам диагностики, АО «ОДК-Авиадвигатель», Пермь, Россия, nogin@avid.ru

Authors information

Drokov Viktor G., Doctor of Sciences (Engineering), Leading Researcher, Research Institute of Applied Physics of Irkutsk State University, Irkutsk, Russia, spectrosib@gmail.com

Drokov Viktor V., Engineer, Research Institute of Applied Physics of Irkutsk State University, Irkutsk, Russia, spectrosib@gmail.com

Muryschenko Vladimir V., Engineer, Research Institute of Applied Physics of Irkutsk State University, Irkutsk, Russia, spectrosib@gmail.com

Blinov Andrej V., Deputy Head of the Department for Special Diagnostics, UEC-Aviadvigatel', Perm', Russia, blinov-av@avid.ru

Nogin Anton V., Head of the Department for Special Types of Diagnostics, UEC-Aviadvigatel', Perm', Russia, nogin@avid.ru

Статья поступила в редакцию 08.10.2024.; одобрена после рецензирования 07.11.2024.; принята к публикации 13.11.2024.

The article was submitted 08.10.2024.; approved after review 07.11.2024.; accepted for publication 13.11.2024.

Обзорная статья
УДК 629.735.048.3

МЕТОДИКИ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЙ ПО ОЦЕНКЕ ГИДРАВЛИЧЕСКОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ОЗОНОВЫХ КОНВЕРТОРОВ

Е. А. КУЛАКОВ, В. О. ФОНИН

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. В настоящее время восстановительные работы по продлению срока эксплуатации озоновых конверторов (ОЗК) зарубежного производства, а также оценка их работоспособности после проведения этих работ, выполняются ремонтными организациями, допущенными в соответствии с ФАП-21 к техническому обслуживанию и ремонту объектов при эксплуатации техники зарубежного производства. Технология проведения восстановительных работ с последующей методикой оценки работоспособности ОЗК на лабораторном стенде (далее по тексту – Методика) представлена в эксплуатационной документации по типам эксплуатируемых воздушных судов (ВС) гражданской авиации (ГА). При этом методический подход к оценке значений одних и тех же рабочих параметров ОЗК, полученных при проведении стендовых испытаний, отличается по типам ВС. Так, например, методика, указанная в эксплуатационной документации фирм «Boeing» и «Embraer», отличается от аналогичной методики фирмы «Airbus». В связи с этим у отечественных ремонтных организаций возникла необходимость анализа отличий рассматриваемых методик и коэффициента приведения к нормальным условиям, используемого в методиках фирм «Boeing» и «Embraer». Основной целью статьи является определение при стендовых испытаниях значений гидравлического сопротивления ОЗК и их зависимости от критических геометрических размеров ОЗК.

Ключевые слова: гражданская авиация, воздушное судно, самолёт, озоновый конвертор, система кондиционирования воздуха, гидравлическое сопротивление, эксплуатация авиационной техники

Для цитирования: Кулаков Е. А., Фонин В. О. Методики стендовых испытаний по оценке гидравлического сопротивления озоновых конверторов // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 48. С. 22–32.

TEST METHODS FOR EVALUATING THE HYDRAULIC RESISTANCE OF OZONE CONVERTERS

E. A. KULAKOV, V. O. FONIN

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

Abstract. Currently, restoration work to extend the life of ozone converters (OZC) of foreign production, as well as an assessment of their operability after these works are carried out by repair organizations approved in accordance with FAP-21 for maintenance and repair of facilities during the operation of foreign-made equipment. The technology of carrying out restoration work with the subsequent methodology for assessing the operability of the OZC on a laboratory stand (hereinafter referred to as the Methodology) is presented in the operational documentation on the types of civil aviation aircraft in operation. At the same time, the methodological approach to evaluating the values of the same operating parameters of the OZC obtained during bench tests differs by aircraft types. For example, the methodology specified in the operational documentation of the Boeing and

Embraer companies differs from the similar methodology of the Airbus company. In this regard, domestic repair organizations need to analyze the differences between the considered methods and the coefficient of reduction to normal conditions used in the methods of Boeing and Embraer. The main topic of the article is the determination in bench tests of the hydraulic resistance of the OZC and its dependence on the critical geometric dimensions of the OZC.

Keywords: civil aviation, aircraft, ozone converter, air conditioning system, hydraulic resistance, aviation equipment operation

For citation: Kulakov E. A., Fonin V. O. Test methods for evaluating the hydraulic resistance of ozone converters. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no. 48, pp. 22–32. (In Russ.)

Введение

Озон O_3 – форма кислорода, присутствующая в естественной форме в воздухе. Озон попадает в кабину ВС вместе с заборным воздухом через систему кондиционирования. При высоких концентрациях, в силу высокой окисляющей способности и образования во многих реакциях с его участием свободных радикалов кислорода, газ является токсичным и может быть вреден для человека. Из-за повышенной концентрации озона на больших высотах возникает необходимость его удаления из воздуха, поступающего в систему кондиционирования ВС. Предельные значения концентрации O_3 в воздушной среде кабин ВС указаны в требованиях п. 25.832 «Концентрация озона в кабине» Норм лётной годности (НЛГ-25)¹.

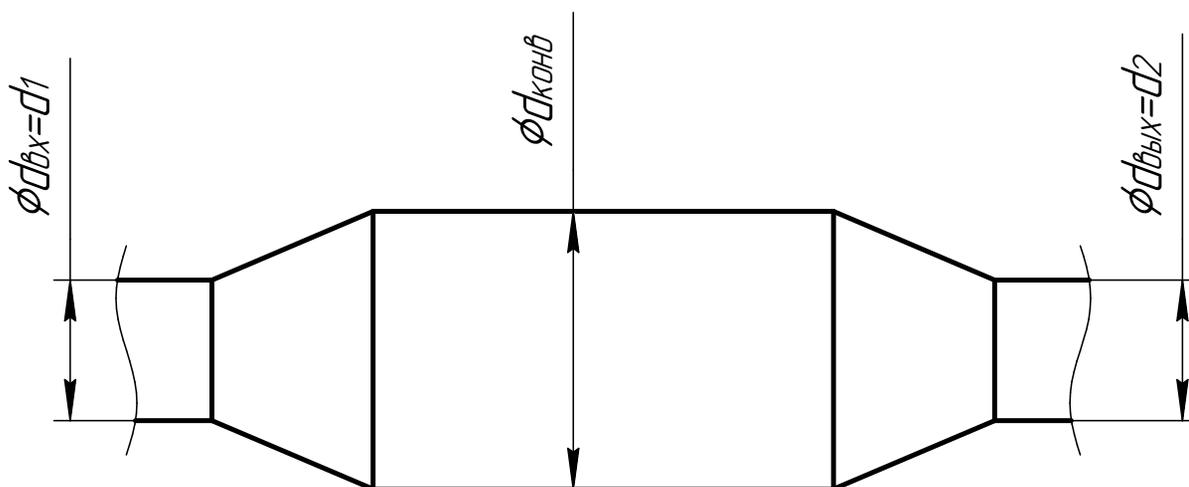


Рис. 1. Озоновый конвертор

ОЗК каталитического типа представляет собой сварную трубу переменного сечения (рис. 1), в средней части которой находится сотовый блок с прямым «оребрением» для минимизации потерь давления. Блок покрыт каталитически активным элементом, в состав которого входит неорганическое соединение, включающее металлы платиновой группы. При поступлении горячего сжатого воздуха с содержанием озона он вступает в контакт с разогретой сердцевиной конвертора, и поступающий озон преобразуется в кислород. Катализатор не вступает в химическую реакцию и поэтому не вырабатывается.

¹ Нормы лётной годности самолётов транспортной категории НЛГ 25, утв. Приказом Федерального агентства воздушного транспорта от 27 декабря 2022 г. № 961-П.

В эксплуатации катализатор деактивируется загрязняющими веществами, содержащимися в проходящем через него воздухе. Поэтому в эксплуатационной документации предусмотрена процедура по восстановлению ОЗК с последующей оценкой его работоспособности.

В настоящее время возник вопрос обслуживания существующего парка ВС. Ранее ОЗК обслуживался только в зарубежных компаниях. Сейчас такой возможности нет, поэтому отечественные организации начинают проводить работы по обслуживанию ОЗК самостоятельно. Для этого некоторые отечественные ремонтные организации ведут работы по внедрению собственных методик по оценке работоспособности восстановленных ОЗК с учётом имеющегося стендового оборудования. Основными показателями работоспособности ОЗК являются гидравлическое сопротивление и эффективность разрушения им озона. При использовании уже готовых методик испытаний иностранных производителей ОЗК у ремонтных организаций возникают вопросы, связанные с некоторыми отличиями рассматриваемых методик от соответствующих методик отечественных производителей ОЗК.

Постановка задачи

Цель статьи – рассмотреть общий подход к проведению стендовых испытаний для определения гидравлического сопротивления ОЗК, а также определить конструктивные параметры конвертора, влияющие на методику проведения испытаний. За разъяснением назначения коэффициента приведения к нормальным условиям в методиках фирм «Boeing» и «Embraer» в адрес ФГУП ГосНИИ ГА обратилась одна из эксплуатирующих организаций.

Схема и состав испытательного стенда

Типовой стенд для оценки работоспособности ОЗК представлен на рис. 2.

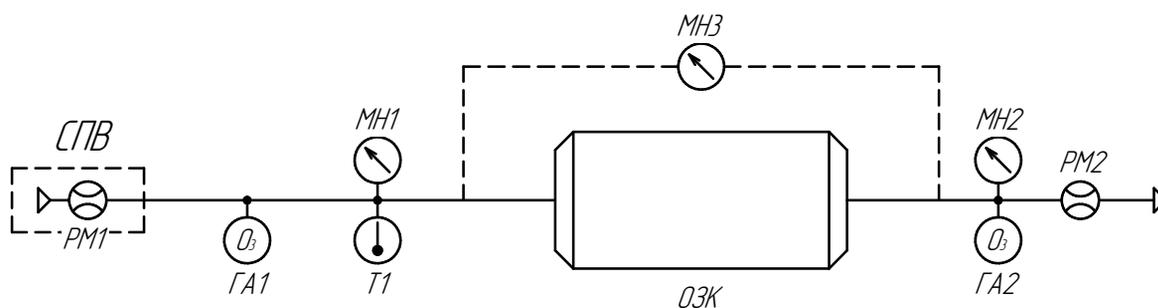


Рис. 2. Схема испытательного стенда:

СПВ – система подготовки воздуха, обеспечивающая подачу рабочего воздуха с заданными параметрами: давление, расход, температура, концентрация озона; МН1 и МН2 – датчики давления на входе и выходе из озонового конвертора; МН3 – датчик перепада давления; ОЗК – испытываемый ОЗК; РМ1 и РМ2 – ротаметры для измерения массового расхода воздуха на входе и выходе из озонового конвертора соответственно; Т1 – датчик температуры; ГА1 и ГА2 – газоанализаторы, определяющие содержание озона в воздухе на входе и выходе ОЗК, соответственно

Стендовые испытания проводятся по следующей методике. С помощью СПВ на вход подаётся воздух с температурой, давлением и массовым расходом, соответствующими рабочим параметрам для данного типа конвертора. Также с помощью СПВ обеспечивается необходимая повышенная концентрация озона $\approx(1,0-1,5)$ ppmv. По показаниям газоанализатора ГА1, датчика температуры Т1 и датчика давления МН1 осуществляется контроль параметров подаваемого воздуха. Выходные параметры стенда фиксируются по показаниям датчиков давления МН2, или МН3 и показаниям газоанализатора ГА2. На основании полученных данных по разности

показаний МН1 и МН2, либо по показаниям МН3 определяется гидравлическое сопротивление ОЗК – ΔP .

По показаниям ГА1 и ГА2 определяется эффективность работы конвертора C :

$$C = \frac{C_{\text{вх}} - C_{\text{вых}}}{C_{\text{вх}}} \cdot 100 \%,$$

где $C_{\text{вх}}$ – концентрация озона на входе (ГА1), ppmv; $C_{\text{вых}}$ – концентрация озона на выходе (ГА2), ppmv.

Как правило, для различных конструкций ОЗК значение C составляет $\geq 90 \%$.

Допустимые значения ΔP и C задаются в эксплуатационной документации на ОЗК.

Выбор методики проведения стендовых испытаний ОЗК

В ходе проведения стендовых испытаний определяются эффективность работы конвертора C и гидравлическое сопротивление ΔP . Значение гидравлического сопротивления ΔP задаётся разработчиком (изготовителем) ОЗК в эксплуатационной документации. В соответствии с поставленной целью рассмотрим возможные методы измерения величины ΔP .

Так как площади поверхностей трубопроводов стенда и самого конвертора достаточно малы, то процессом обмена тепла с окружающей средой можно пренебречь. Следовательно, процесс течения газа можно считать адиабатическим. Воздух при рабочих температурах и давлениях ОЗК и стенда можно рассматривать как идеальный газ, подчиняющийся закону Менделеева-Клапейрона. Рассмотрим уравнение Бернулли:

$$P_1 + \frac{\rho_1 V_1^2}{2} = P_2 + \frac{\rho_2 V_2^2}{2} + \Delta P, \quad (1)$$

где P_1 и P_2 – статическое давление стенда; ρ_1 и ρ_2 – плотность газа; V_1 и V_2 – скорость течения газа. Здесь и далее индекс «1» указывает на значение соответствующей величины в сечении диаметром d_1 , индекс «2» – в сечении диаметром d_2 (рис. 1).

Из формулы (1) находим величину ΔP :

$$\Delta P = (P_1 - P_2) + \frac{\rho_1 V_1^2 - \rho_2 V_2^2}{2}. \quad (2)$$

Для оптимизации конструкции испытательного стенда и номенклатуры применяемых средств контроля рассмотрим возможность измерения только значений статического давления P_1 и P_2 . Тогда измеренная величина ΔP будет иметь следующий вид:

$$\Delta P_{\text{изм}} = P_1 - P_2. \quad (3)$$

Абсолютная погрешность измерений Δ с учётом уравнений (2) и (3):

$$\Delta = \left| \Delta P_{\text{изм}} - \Delta P \right| = \left| (P_1 - P_2) - \left((P_1 - P_2) + \frac{\rho_1 V_1^2 - \rho_2 V_2^2}{2} \right) \right| = \left| \frac{\rho_2 V_2^2 - \rho_1 V_1^2}{2} \right|. \quad (4)$$

Относительная погрешность измерений δ определяется как

$$\delta = \frac{\Delta}{\Delta P}. \quad (5)$$

Испытательный стенд обычно разрабатывается под конкретный тип ОЗК, для которого заранее известны рабочие параметры: массовый расход воздуха G , давление воздуха на входе P_1 ,

температура воздуха на входе T_1 , а также значение гидравлического сопротивления ΔP . Тогда для нахождения Δ из (4) найдем значения параметров V_2 и ρ_2 . Для этого нужно определить величину статического давления P_2 . Запишем уравнение Бернулли для газа при адиабатическом течении:

$$\frac{k}{k-1} \frac{P_1}{\rho_1} + \frac{V_1^2}{2} = \frac{k}{k-1} \frac{P_2}{\rho_2} + \frac{V_2^2}{2}. \quad (6)$$

где $k=1,4$ – показатель изоэнтропы для воздуха.

Из уравнения неразрывности потока следует, что массовый расход воздуха G постоянный в любом сечении. Определим скорости потока V_1 и V_2 :

$$V = \frac{Q}{S},$$

где Q – объёмный расход воздуха; $S = \pi d^2/4$ – площадь проходного сечения диаметра d .

С учётом того, что $Q = G/\rho$, получим:

$$V_1 = \frac{4G}{\pi d_1^2 \rho_1}; \quad (7)$$

$$V_2 = \frac{4G}{\pi d_2^2 \rho_2}. \quad (8)$$

Подставим уравнения (7) и (8) в уравнение (6):

$$\frac{P_1}{\rho_1} + \frac{k-1}{k} \frac{8G^2}{\pi^2 d_1^4 \rho_1^2} = \frac{P_2}{\rho_2} + \frac{k-1}{k} \frac{8G^2}{\pi^2 d_2^4 \rho_2^2}. \quad (9)$$

Из уравнения адиабаты Пуассона $p^k/\rho = \text{const}$ выразим ρ_2 через ρ_1 :

$$\rho_2 = \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{1}{k}} \rho_1. \quad (10)$$

В свою очередь ρ_1 можно найти из уравнения состояния идеального газа:

$$\rho_1 = \frac{P_1}{R_{\text{возд}} T_1},$$

где $R_{\text{возд}} = 287,14$ Дж/кг·К – газовая постоянная воздуха.

Подставим ρ_1 и ρ_2 в уравнение (9):

$$P_1^{\frac{k-1}{k}} + \frac{8G^2(k-1)R_{\text{возд}} T_1}{k \pi^2 d_1^4 P_1^{\frac{k+1}{k}}} = P_2^{\frac{k-1}{k}} + \frac{8G^2(k-1)R_{\text{возд}} T_1 P_1^{\frac{1-k}{k}}}{k \pi^2 d_2^4 P_2^{\frac{2}{k}}}. \quad (11)$$

Для упрощения уравнения (11) введём коэффициенты:

$$A = P_1^{\frac{k-1}{k}} + \frac{8G^2(k-1)R_{\text{возд}} T_1}{k \pi^2 d_1^4 \rho_1 P_1^{\frac{k+1}{k}}}; \quad (12)$$

$$B = \frac{8G^2(k-1)R_{\text{возд}} T_1 P_1^{\frac{1-k}{k}}}{k \pi^2 d_2^4 \rho_1}. \quad (13)$$

После подстановки коэффициентов A и B в (11) получаем уравнение:

$$P_2^{\frac{k+1}{k}} = AP_2^{\frac{2}{k}} - B. \tag{14}$$

Произведём замену переменных, $P_2^{2/k} = x$, тогда уравнение (14) примет вид:

$$x^{\frac{k+1}{2}} = Ax - B, \text{ или } x = (Ax - B)^{\frac{2}{k+1}}. \tag{15}$$

Уравнение (15) можно решить методом последовательных приближений, получив таким образом значение P_2 :

$$x_{[i+1]} = (Ax_{[i]} - B)^{\frac{2}{k+1}} \quad (i=0, 1, 2, \dots).$$

Так как абсолютное давление не может быть отрицательным, то значение $x_{[0]}$ – нулевая итерация – $x_{[0]} = B/A$.

Зная значение P_2 , определим ρ_2 и V_2 из уравнений (10) и (8), соответственно.

С помощью вышеизложенного алгоритма можно оценивать возможность применения как уже существующих стендов, так и стендов, разрабатываемых для новых типов ОЗК. Это позволит избежать получения искажённых результатов испытаний в тех случаях, когда вносимая погрешность измерений исследуемой величины значительна, или наоборот упростить конструкцию стенда в тех случаях, когда вносимая погрешность измерений мала, либо отсутствует.

Пример определения погрешности, вносимой методикой измерений

Рассмотрим применение предложенной методики по определению гидравлического сопротивления для трёх конструктивных исполнений ОЗК со следующими параметрами (таблица).

Параметры для расчёта гидравлического сопротивления

| Название | P_1 , кПа | T_1 , К | G , кг/с | d_1 , м | d_2 , м | ΔP , кПа |
|----------|-------------|-----------|------------|-----------|-----------|------------------|
| ОЗК 1 | 375 | 453,3 | 0,4583 | 0,102 | 0,089 | 3 |
| ОЗК 2 | 375 | 453,3 | 0,4583 | 0,102 | 0,102 | 3 |
| ОЗК 3 | 375 | 453,3 | 0,4583 | 0,102 | 0,089 | 6 |

Для ОЗК 1, используя уравнения (12) и (13), найдём A и B :

$$A = 39,1526; \quad B = 2,5759 \cdot 10^6.$$

Численно решив уравнение (15) в программной среде MatLab R2023a, получим значение $P_2 = 374603$ Па.

Значение P_2 совпадает с полученным экспериментально значением P_2 в ходе восстановительных работ ОЗК самолета Boeing 737-800.

Из уравнений (10) и (8) найдем ρ_2 и V_2 соответственно:

$$\rho_2 = \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{1}{k}} \rho_1 = \left(\frac{374603}{375000}\right)^{\frac{1}{1,4}} \cdot 2,8844 = 2,8822 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3};$$

$$V_2 = \frac{4G}{\pi d_2^2 \rho_2} = \frac{4 \cdot 0,4583}{3,14 \cdot 0,089^2 \cdot 2,8822} = 25,5616 \frac{\text{м}}{\text{с}}.$$

Найдём значение абсолютной погрешности Δ :

$$\Delta = \left| \frac{\rho_2 V_2^2 - \rho_1 V_1^2}{2} \right| = \left| \frac{1882 - 1090}{2} \right| = 396 \text{ Па}.$$

Относительная погрешность измерений в соответствии с (5) равна:

$$\delta = \frac{\Delta}{\Delta P} = \frac{396}{3000} = 0,132.$$

Исходя из своего внутреннего регламента, разработчик стенда по представленному выше алгоритму может оценить, не превышает ли полученная погрешность измерений δ допустимого значения, и сделать вывод о необходимости измерения полного давления в ходе испытаний.

Рассмотрим ОЗК 2. Его единственным отличием от ОЗК 1 является равенство диаметров входного и выходного сечения $d_1 = d_2 = 0,102$ м. Остальные параметры совпадают с ОЗК 1. Тогда: $A = 39,1526$; $B = 1,4931 \cdot 10^6$.

Решив уравнение (15), получим $P_2 = 375000$ Па.

Из уравнений (10) и (8) найдём ρ_2 и V_2 соответственно:

$$\rho_2 = \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{1}{k}} \rho_1 = 2,8844 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}; \quad V_2 = \frac{4G}{\pi d_2^2 \rho_2} = 19,4464 \frac{\text{м}}{\text{с}}.$$

Найдём значения абсолютной и относительной погрешностей:

$$\Delta = \left| \frac{\rho_2 V_2^2 - \rho_1 V_1^2}{2} \right| = \left| \frac{1090 - 1090}{2} \right| = 0; \quad \delta = 0.$$

Таким образом, в этом случае измерение только абсолютного давления в ходе испытания не вносит никакой погрешности в полученный результат при одинаковых диаметрах входного и выходного сечения ОЗК.

ОЗК 3 отличается от ОЗК 1 только значением гидравлического сопротивления ΔP .

$A = 39,1526$; $B = 2,5759 \cdot 10^6$.

Из уравнений (10) и (8) найдём ρ_2 и V_2 соответственно:

$$\rho_2 = \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{1}{k}} \rho_1 = 2,8822 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}; \quad V_2 = \frac{4G}{\pi d_2^2 \rho_2} = 25,5616 \frac{\text{м}}{\text{с}}.$$

Найдём значение абсолютной погрешности Δ :

$$\Delta = \left| \frac{\rho_2 V_2^2 - \rho_1 V_1^2}{2} \right| = 396 \text{ Па}.$$

Подставив полученное значение в уравнение (5), получим:

$$\delta = \frac{\Delta}{\Delta P} = \frac{396}{6000} = 0,066.$$

Для ОЗК 3 значение абсолютной погрешности измерений не изменилось по сравнению с ОЗК 1, при этом величина относительной погрешности уменьшилась в 2 раза.

Таким образом, с помощью данной методики можно аналитически определить абсолютную погрешность Δ и относительную погрешность δ , что позволяет разработчику оценить возможность измерения только статического давления исходя из требований к точности измерений, заданных внутренним регламентом конкретного эксплуатанта стенда.

Особенности методик проверки работоспособности ОЗК самолётов Boeing 737-800 и Embraer 170

В связи с необходимостью обслуживания ОЗК иностранного производства возникают также вопросы, касающиеся приведения результатов измерений к стандартным условиям, как этого

требуют методики по проверке работоспособности ОЗК самолётов Boeing 737-800 и Embraer 170. Подобные вопросы обусловлены ещё и тем, что в схожей методике фирмы «Airbus», или в методиках по проверке работоспособности ОЗК отечественных производителей, приведение результатов измерений к стандартным условиям не требуется. При этом процесс проведения стендовых испытаний ОЗК, а также структура стендов и номенклатура измеряемых параметров не изменяются и остаются аналогичными стенду, показанному на рис. 2.

В методике по проверке работоспособности ОЗК самолётов Boeing 737-800 и Embraer 170 используется коэффициент приведения к стандартным условиям σ , равный $\sigma = \Delta P_{\text{ст}} / \Delta P$. В свою очередь в эксплуатационной документации в табличном виде приведены допустимые значения $\Delta P_{\text{ст}}$.

Фирма «Boeing» в эксплуатационной документации определяет $\Delta P_{\text{ст}}$ как:

$$\Delta P_{\text{ст}} = \sigma \Delta P = 35,3 \frac{P}{T_{AR}} \Delta P,$$

где P – Pressure, PSIA (абсолютное давление на входе в конвертор, фунт/дюйм²);
 ΔP – Pressure drop, PSID (измеренное гидравлическое сопротивление ОЗК, фунт/дюйм²);
 T_{AR} – Temperature, °R (температура на входе в конвертор в градусах по шкале Ранкина).

Тогда как фирма «Embraer» определяет σ следующим образом:

$$\sigma = \frac{[P_a + (P_1 + P_2 \cdot 0,5) \cdot 0,5] \cdot 520}{14,7(T_1 + 460)}, \quad (16)$$

где P_1 – Inlet Static Pressure (lbf/in²) – манометрическое давление на входе в конвертор, фунт/дюйм²;
 P_2 – Outlet Static Pressure (lbf/in²) – манометрическое давление на выходе из конвертора, фунт/дюйм²;
 P_a – Barometric Pressure (lbf/in² obsolete) – барометрическое давление, фунт/дюйм²;
 T_1 – Air Inlet Temperature (°F) – температура воздуха на входе в конвертор, °F.

Методика фирмы «Embraer». Стандартные параметры газа, используемые в методике: $P_{\text{ст}} = 14,7$ фунт/дюйм² (101350 Па), $T_{\text{ст}} = 60$ °F (15,6 °C). В общем случае перепад давления на входе-выходе ОЗК (гидравлическое сопротивление) будет определяться формулой Дарси-Вейсбаха:

$$\Delta p = \xi \frac{\rho V^2}{2}, \quad (17)$$

где ξ – коэффициент гидравлического сопротивления (обусловлен конструкцией); ρ – плотность газа, фунт/дюйм³; V , дюйм/с – скорость потока.

Как видно из уравнения (17), перепад давления зависит от плотности и скорости потока. В методике задаётся постоянный массовый расход воздуха G . С учётом уравнения (7) получим:

$$\Delta p = \frac{\xi}{2} \rho \left(\frac{4G}{\pi d^2 \rho} \right)^2 = \frac{\xi}{2\rho} \left(\frac{4G}{\pi d^2} \right)^2. \quad (18)$$

Учитывая (18),

$$\sigma = \frac{\Delta P_{\text{ст}}}{\Delta P} = \frac{\rho}{\rho_{\text{ст}}},$$

где ρ – плотность воздуха в ОЗК при испытаниях, фунт/дюйм³; $\rho_{\text{ст}}$ – плотность воздуха при стандартных условиях, фунт/дюйм³.

Найдём плотности газа из уравнения состояния для идеального газа:

$$\rho = \frac{P}{R_{\text{возд}} T}; \quad \rho_{\text{ст}} = \frac{P_{\text{ст}}}{R_{\text{возд}} T_{\text{ст}}},$$

где P – абсолютное давление газа, полученное при испытаниях ОЗК, фунт/дюйм²: $P = P_a + P_{\text{изб}}$ (в качестве избыточного давления $P_{\text{изб}}$ используется среднее значение манометрического давления

на входе P_1 и на выходе P_2 из ОЗК); T – абсолютная температура газа по шкале Кельвина, полученная при испытаниях ОЗК, К.

Тогда

$$\sigma = \frac{P}{R_{\text{возд}} T} \left(\frac{P_{\text{ст}}}{R_{\text{возд}} T_{\text{ст}}} \right)^{-1} = \frac{P T_{\text{ст}}}{P_{\text{ст}} T}. \quad (19)$$

Таким образом:

$$P = P_a + \frac{P_1 + P_2}{2} = P_a + (P_1 + P_2) \cdot 0,5;$$

$$T = (t_F - 32) \cdot \frac{5}{9} + 273 = (t_F + 460) \cdot \frac{5}{9},$$

где t_F – измеренная температура по шкале Фаренгейта.

Таким образом, для коэффициента σ получаем следующее выражение:

$$\sigma = \frac{[P_a + (P_1 + P_2) \cdot 0,5] \cdot (15,6 + 273)}{14,7(t_F + 460) \cdot \frac{5}{9}} \approx \frac{[P_a + (P_1 + P_2) \cdot 0,5] \cdot 520}{14,7(t_F + 460)}. \quad (20)$$

Полученное выражение для определения σ (20) соответствует формуле (16), представленной в методике фирмы «Embraer».

В методике фирмы «Boeing» в качестве абсолютного давления P используется абсолютное давление на входе в ОЗК. Также используется другая шкала абсолютной температуры T_R Ранкина: $T_R = 1,8T$. Используя (19), перепишем выражение для определения σ в следующем виде:

$$\sigma = \frac{P T_{\text{ст}R}}{T_R P_{\text{ст}}} = \frac{P \cdot (15,6 + 273) \cdot 1,8}{T_R \cdot 14,7} = 35,3 \frac{P}{T_R}.$$

Полученное уравнение полностью соответствует методике фирмы «Boeing».

Таким образом, представленный в методиках фирм «Boeing» и «Embraer» коэффициент σ используется для приведения результатов испытаний к условиям, в которых воздух, подаваемый СПВ (рис. 2), имеет стандартные параметры.

Заключение

Рассмотрен общий подход к проведению стендовых испытаний для определения гидравлического сопротивления ОЗК. Приведена методика, позволяющая оценить погрешность данного измерения в зависимости от конструкции ОЗК и конструкции испытательного стенда.

Проанализированы отличия методик фирм «Boeing» и «Embraer» от аналогичных методик отечественных производителей и фирмы «Airbus», представлен вывод формул для коэффициента приведения к стандартным условиям σ .

До внедрения представленного алгоритма в практику авиационной деятельности потребуется проработать и решить вопросы единства проводимых измерений и их метрологического обеспечения, которые в настоящей статье не рассматривались. Для этого алгоритм и предложенная методика первоначально подлежат метрологической экспертизе в соответствии с методологией [4], с последующей аттестацией с применением методических подходов [5, 6], разработанных для косвенных измерений в профильных для гражданской авиации направлениях.

Конфликт интересов. Автор заявляет об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Идельчик И. Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям / Под ред. М. О. Штейнберга. 3-е изд., перераб. и доп. Москва: Машиностроение, 1992. 672 с.
2. MathWorks [Электронный ресурс]. URL: <https://www.mathworks.com/help/symbolic/sym.vpasolve> (дата обращения: 16.04.2024).
3. Справочник по математике для научных работников и инженеров. Определения, теоремы, формулы / Г. Корн, Т. Корн; Пер. со 2-ого амер. перераб. изд. И. Г. Арамановича и др. Под общ. ред. И. Г. Арамановича. Изд. 5-е. Москва: Наука, 1984. 831 с.
4. 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(325). С. 40–55.
5. Богоявленский А. А. Методы оценки ровности искусственных покрытий взлётно-посадочных полос аэродромов гражданской авиации // Прикладная физика и математика. 2018. № 5. С. 52–59.
6. Богоявленский А. А., Боков А. Е. Измерения температуры газов за турбиной при испытаниях авиадвигателей после ремонта // Мир измерений. 2014. № 11. С. 7–14. <https://doi.org/10.35400/1813-8667-2014-11-7-14>
7. Башта Т. М. Машиностроительная гидравлика. 2-е изд., перераб. и доп. Москва: Машиностроение, 1971. 672 с.
8. Fan Wu, Yuanwei Lu, Mingyuan Wang, Xingjuan Zhang, Chunxin Yang. Catalytic removal of ozone by Pd/ACFs and optimal design of ozone converter for air purification in aircraft cabin. *Civil Engineering Journal*, vol. 5, no. 8, 2019. <http://dx.doi.org/10.28991/cej-2019-03091361>

References

1. Idelchik I. E. *Handbook of hydraulic resistance*. Ed. by Shtejnberg M. O. 3rd ed., revised and expanded, Moscow, Mashinostroenie Publ., 1992, 672 p. (In Russ.)
2. MathWorks [Electronic resource], available at: <https://www.mathworks.com/help/symbolic/sym.vpasolve> (accessed: 16.04.2024).
3. Granino Arthur Korn, Theresa M. Korn. *Mathematical Handbook for Scientists and Engineers: Definitions, Theorems, and Formulas for Reference and Review*. McGraw-Hill, 1968.
4. Bogoyavlenskiy A. A., Bokov A. E. On the experience of conducting 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(325), pp. 40–55. (In Russ.)
5. Bogoyavlenskiy A. A. Methods for assessing the evenness of artificial runways of civil aviation airfields. *Applied Physics and Mathematics*, 2018, no. 5, pp. 52–59. (In Russ.)
6. Bogoyavlenskiy A. A., Bokov A. E. Measurements of the temperature of gases behind the turbine during tests of aircraft engines after repair. *Measurements World*, 2014, no. 11, pp. 7–14. (In Russ.) <https://doi.org/10.35400/1813-8667-2014-11-7-14>
7. Bashta T. M. *Mechanical engineering hydraulics*. 2nd ed., reprint. and add. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1971, 672 p. (In Russ.)
8. Fan Wu, Yuanwei Lu, Mingyuan Wang, Xingjuan Zhang, Chunxin Yang. Catalytic removal of ozone by Pd/ACFs and optimal design of ozone converter for air purification in aircraft cabin. *Civil Engineering Journal*, vol. 5, no. 8, 2019. <http://dx.doi.org/10.28991/cej-2019-03091361>

Информация об авторах

Кулаков Евгений Андреевич, инженер, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, kulakov_ea@gosniiga.ru

Фонин Владимир Олегович, начальник отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, fonin_vo@gosniiga.ru

Authors information

Kulakov Evgeny A., Engineer, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, kulakov_ea@gosniiga.ru

Fonin Vladimir O., Head of Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, fonin_vo@gosniiga.ru

Статья поступила в редакцию 06.05.2024; одобрена после рецензирования 18.11.2024; принята к публикации 25.11.2024.

The article was submitted 06.05.2024; approved after reviewing 18.11.2024; accepted for publication 25.11.2024.

Научная статья
УДК 621.396.933:629.783

УПРАВЛЕНИЕ ТРАЕКТОРИЕЙ ПОЛЁТА ВОЗДУШНОГО СУДНА НА ОСНОВЕ МЕТОДОВ АДАПТИВНОЙ ФИЛЬТРАЦИИ НАВИГАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ

В. В. ЕРОХИН¹, Б. В. ЛЕЖАНКИН¹, Н. П. МАЛИСОВ¹, Э. А. БОЛЕЛОВ²

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

² *Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия*

Аннотация. В настоящее время актуальной научно-исследовательской задачей является синтез высокоэффективных систем траекторного управления (СТУ) современных и перспективных воздушных судов (ВС). Навигационные системы на основе инерциальных и спутниковых технологий позволяют решать сложные задачи управления движением ВС. Комплексование бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) и приёмников глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС) позволяет получить высокую точность определения навигационных параметров. В статье предложен алгоритм управления траекторией полёта на основе методов теории оптимального управления. Оценка фазовых координат ВС реализуется в интегрированной инерциально-спутниковой системе навигации (ИИССН) на основе обобщённого фильтра Калмана (ОФК). Показано, что при выполнении псевдодальномерных измерений в ГНСС вариации ионосферной задержки сигнала приводят к расходимости процесса фильтрации. Для устранения расходимости предложено применение адаптивного алгоритма, осуществляющего коррекцию параметров фильтра при изменении помеховой обстановки. Приведены результаты моделирования и исследования точностных характеристик предложенных алгоритмов на основе имитационной модели ИИССН. Показано, что реализация алгоритма оценки параметров траекторного движения на основе методов адаптивной фильтрации позволяет повысить точность выдерживания заданной траектории полёта. Предложенный подход имеет практическое значение при реализации свободной маршрутизации полётов, когда единственными навигационными опорными точками в зоне видимости потребителя могут быть только навигационные космические аппараты (НКА) ГНСС.

Ключевые слова: воздушное судно, адаптивный обобщённый фильтр Калмана, траектория полёта, неопределённость шумов измерений, параметры траекторного движения, ковариационная матрица наблюдений, эксплуатация авиационной техники, интеллектуальные транспортные системы

Для цитирования: Ерохин В. В., Лежанкин Б. В., Малисов Н. П., Болелов Э. А. Управление траекторией полёта воздушного судна на основе методов адаптивной фильтрации навигационных параметров // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 48. С. 33–45.

AIRCRAFT FLIGHT PATH CONTROL BASED ON METHODS OF ADAPTIVE FILTERING OF NAVIGATION PARAMETERS

V. V. EROKHIN¹, B. V. LEZHANKIN¹, N. P. MALISOV¹, E. A. BOLELOV²

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

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

Abstract. At present, the relevant research task is the synthesis of highly efficient trajectory control systems of modern and prospective aircraft. Navigation systems based on inertial and satellite technologies make it possible to solve complex problems of aircraft movement control. Integration of a strapdown inertial navigation system and receivers of a global navigation satellite system (GNSS) makes it possible to obtain high accuracy of determining navigation parameters. The article proposes an algorithm for flight trajectory control based on the methods of optimal control theory. Estimation of aircraft phase coordinates is implemented in an integrated inertial-satellite navigation system (IISNS) based on a generalized Kalman filter. It is shown that when performing pseudo-range measurements in GNSS, variations in the ionospheric signal delay lead to divergence of the filtering process. To eliminate the divergence, it is proposed to use an adaptive algorithm that corrects the filter parameters when the interference environment changes. The results of modeling and research of the accuracy characteristics of the proposed algorithms based on the simulation model of the IISNS are presented. It is shown that the implementation of the algorithm for estimating the parameters of the trajectory motion based on adaptive filtering methods allows increasing the accuracy of maintaining a given flight trajectory. The proposed approach has practical significance in the implementation of free flight routing, when the only navigation reference points in the user's visibility zone can only be GNSS satellites.

Keywords: aircraft, adaptive generalized Kalman filter, flight path, measurement noise uncertainty, flight path parameters, observation covariance matrix, aircraft operation, intelligent transport systems

For citation: Erokhin V. V., Lezhankin B. V., Malisov N. P., Bolelov E. A. Aircraft flight path control based on methods of adaptive filtering of navigation parameters. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no. 48, pp. 33–45. (In Russ.)

Введение

В настоящее время одной из актуальных научно-технических задач является создание эффективных СТУ, которые позволяют наиболее точно реализовать выбранную программную траекторию в условиях воздействия на ВС и навигационные системы различных возмущений. СТУ позволяет обеспечивать автоматическое или директорное управление на всём маршруте полёта, при этом выполняется стабилизация заданного курса или заданного путевого угла. На основе выходных данных специализированных навигационных вычислителей с помощью бортовой системы управления полётом самолёта реализуется программное управление полётом. Система самолётовождения предназначена для планирования и выполнения автоматического и ручного самолётовождения в пространстве, вычисления траектории полёта ВС. СТУ представляет собой вычислительную систему, автоматизирующую многие задачи в полёте, является основополагающей частью авионики современного ВС. Используя навигационные системы для определения точного положения самолёта, СТУ осуществляет траекторное управление маршрутным полётом с помощью автопилота [1].

Совершенствование и развитие навигационных измерителей на основе инерциальных и спутниковых технологий позволяет решать сложные задачи управления движением динамических объектов. Перспективными навигационными системами в СТУ являются БИНС и приёмники ГНСС, наибольший эффект от применения которых достигается в результате их объединения в единый комплекс. При этом необходимым условием эффективного применения ГНСС и БИНС для высокоточного определения параметров траекторного движения ВС является разработка алгоритмов обработки навигационной информации и управления траекторией полёта ВС [2].

В задачах оценивания параметров траекторного движения ВС с известной динамикой по зашумлённым наблюдениям и для комплексирования данных БИНС и ГНСС широко используют обобщенный фильтр Калмана (ОФК) [3]. Алгоритм ОФК формирует квазиоптимальное оценивание, когда модели динамической системы и (или) наблюдений являются

нелинейными, при условии, что шумы являются гауссовскими. В уравнения этого алгоритма входит отношение интенсивностей флуктуационных шумов, при этом погрешность формируемых оценок переменных вектора состояния зависит от точности коэффициента усиления фильтра, который характеризуется отношением интенсивности шумов. Значение коэффициента усиления вычисляется приближённо, потому что шумы представляют собой погрешности формируемых моделей [3]. В частности, при вариациях ионосферной погрешности псевдодальномерных измерений в приёмниках спутниковой навигации (ПСН) возникают погрешности навигационно-временных определений [4]. Погрешности определения навигационных параметров полёта приводят к ошибкам вычисления текущего курса полёта ВС и выдерживания заданного маршрута полёта [5].

С учётом вышеизложенного можно сделать вывод о том, что исследование путей повышения точности определения параметров траекторного движения бортовыми навигационными измерителями и выдерживания заданного маршрута полёта в условиях неопределённости статистических характеристик шумов наблюдений является актуальной научно-прикладной задачей.

Цель статьи – синтез и исследование алгоритма траекторного управления полётом ВС на основе адаптивного ОФК в условиях неопределённости статистических характеристик псевдодальномерных измерений в ИИССН.

Постановка задачи

В задаче оценки параметров траекторного движения используется алгоритм фильтра Калмана (ФК) [6], который является основой более сложных методов описания систем в пространстве состояний [7]. Для синтеза эффективного алгоритма комплексной обработки информации и управления траекторией полёта требуются достоверные модели комплексируемых измерителей и динамики движения управляемого объекта. Для описания динамики погрешностей БИНС в геоцентрической системе координат авторами настоящей статьи была использована рассмотренная в [8] математическая модель:

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \\ \Delta V_x \\ \Delta V_y \\ \Delta V_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ (\Omega_Y^2 + \Omega_Z^2 - \omega_0^2) & (\dot{\Omega}_Z - \Omega_X \Omega_Z) & -(\dot{\Omega}_Y + \Omega_X \Omega_Z) & 0 & 2\Omega_Z & -2\Omega_Y \\ -(\dot{\Omega}_Z + \Omega_X \Omega_Z) & (\Omega_X^2 + \Omega_Z^2 - \omega_0^2) & (\dot{\Omega}_X - \Omega_Y \Omega_Z) & -2\Omega_Z & 0 & 2\Omega_X \\ (\dot{\Omega}_Y - \Omega_X \Omega_Z) & -(\dot{\Omega}_X + \Omega_Y \Omega_Z) & (\Omega_X^2 + \Omega_Z^2 + \omega_0^2) & 2\Omega_Y & -2\Omega_X & 0 \end{pmatrix} \times$$

$$\times \begin{pmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \\ \Delta V_x \\ \Delta V_y \\ \Delta V_z \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & n_z & -n_y \\ -n_z & 0 & n_x \\ n_y & -n_x & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \Delta n_x \\ \Delta n_y \\ \Delta n_z \end{pmatrix},$$

где $\Delta x, \Delta y, \Delta z$ – погрешности определения координат БИНС; $\Delta V_x, \Delta V_y, \Delta V_z$ – погрешности определения составляющих скорости; $\Delta n_{x,y,z}$ – постоянные составляющие погрешностей акселерометров, приведённые к осям выбранной в качестве базовой системы координат; ω_0 – собственная частота колебаний ошибок БИНС; $\Omega_{X,Y,Z}$ – проекции вектора абсолютной угловой скорости

вращения выбранного трёхгранника и его производная; $n_{x,y,z}$ – проекции вектора кажущегося ускорения центра масс ВС; α, β, γ – углы ориентации измерительного трёхгранника БИНС относительно вычисленного; t – время.

Модели погрешностей гироскопов и акселерометров ИИССН представлены в виде [8]:

$$\delta\Omega_i = \Delta\Omega_i + E_{\Omega,i}, \quad \delta n_i = \Delta n_i + E_{n,i},$$

где $\Delta\Omega_i, \Delta n_i$ – постоянные составляющие погрешностей гироскопов и акселерометров; $E_{\Omega,i}, E_{n,i}$ – белые гауссовские шумы (БГШ) с нулевым средним и известными интенсивностями; $i=1, 2, 3$ – номер гироскопа или акселерометра.

По аналогии с моделью БИНС, модель функционирования ПСН представим в виде погрешностей псевдодальномерных измерений [9]:

$$D_j = c\tau_j = D_{ист,j} + \Delta D_j,$$

где $D_{ист,j} = [(x-x_j)^2 + (y-y_j)^2 + (z-z_j)^2]^{1/2}$ – истинная дальность между ВС и j -м навигационным космическим аппаратом (НКА) ГНСС; x_j, y_j, z_j – координаты j -го НКА; τ_j – время распространения сигнала от НКА до ПСН; c – скорость распространения радиоволн; ΔD_j – погрешность измерения псевдодальности между ВС и j -м НКА, которую можно представить в следующем виде:

$$\Delta D_j = \Delta D_{синхр,j} + \Delta D_{сл,j} + \Delta D_{ион,j},$$

где $\Delta D_{синхр,j}$ – погрешность синхронизации шкалы времени ПСН относительно системной шкалы времени ГНСС; $\Delta D_{сл,j}$ – случайная составляющая ошибки измерения псевдодальности; $\Delta D_{ион,j}$ – погрешность, обусловленная дополнительной задержкой при прохождении сигнала в ионосфере.

Погрешности опорного генератора ПСН, смещение шкалы времени (в единицах дальности) ΔD и уход частоты опорного генератора (в единицах радиальной скорости) $\Delta \dot{D}$ относительно системной шкалы времени ГНСС можно представить моделями вида:

$$\frac{d(\Delta D)}{dt} = \Delta \dot{D} + w_1, \quad \frac{d(\Delta \dot{D})}{dt} = k_D + w_2,$$

где k_D – коэффициент дрейфа частоты опорного генератора ПСН; w_1 и w_2 – винеровские шумы. Вектор состояния ИИССН, включающий погрешности измерителей, имеет вид:

$$\lambda^T = [\Delta x \ \Delta y \ \Delta z \ \Delta V_x \ \Delta V_y \ \Delta V_z \ \Delta \alpha \ \Delta \beta \ \Delta \gamma \ \Delta \Omega_1 \ \Delta \Omega_2 \ \Delta \Omega_3 \ \Delta n_1 \ \Delta n_2 \ \Delta n_3 \ \Delta D \ \Delta \dot{D}].$$

Путём упрощения полной модели [10] с учётом изложенных обстоятельств была получена математическая модель движения ВС:

$$\left. \begin{aligned} \dot{x} &= V \sin \psi \\ \dot{z} &= V \cos \psi \\ \dot{\psi} &= u_1 \\ \dot{V} &= u_2 \\ \dot{y} &= u_3 \end{aligned} \right\}$$

где x, y, z – координаты ВС в нормальной земной СК $O_g X_g Y_g Z_g$; V – путевая скорость; ψ – путевой угол; u_1, u_2, u_3 – управляющие воздействия, которые в рассматриваемой модели имеют смысл угловой скорости разворота, продольного ускорения/замедления и вертикальной скорости подъёма/снижения, соответственно.

Синтез алгоритма

Модели объекта управления и измерений можно представить уравнениями [6]:

$$\begin{aligned} \mathbf{x}(k+1) &= A(k)\mathbf{x}(k) + B(k)\mathbf{u}(k) + \mathbf{w}(k), \quad k=0, 1, \dots, N-1, \quad \mathbf{x}(0) = \mathbf{x}_0, \\ \mathbf{y}(k) &= H(k)\mathbf{x}(k) + \mathbf{n}(k), \quad k=0, 1, \dots, N-1, \end{aligned}$$

где $\mathbf{x}(k)$ – вектор состояния; $\mathbf{x}(k) \in M^n$; $\mathbf{y}(k)$ – вектор измерений; $\mathbf{y}(k) \in M^m$; $A(k)$, $B(k)$, $H(k)$ – матрицы размера $(n \times n)$, $(n \times q)$, $(m \times n)$; $\mathbf{u}(k)$ – вектор управляющих воздействий, $\mathbf{u}(k) \in M^q$; $\mathbf{w}(k)$, $\mathbf{n}(k)$ – взаимно независимые последовательности n - и m -мерных векторов дискретных белых гауссовских шумов (ДБГШ) с характеристиками:

$$\begin{aligned} M[\mathbf{w}(k)] &= 0, \quad M[\mathbf{n}(k)] = 0, \quad M[\mathbf{w}(k)\mathbf{w}^T(g)] = Q(k)\delta_{kg}; \\ M[\mathbf{n}(k)\mathbf{n}^T(g)] &= R_2(k)\delta_{kg}; \quad M[\mathbf{w}(k)\mathbf{n}^T(g)] = 0; \quad \delta_{kn} = \begin{cases} 1, & k=n, \\ 0, & k \neq n, \end{cases} \end{aligned}$$

где $Q(k)$ и $R_2(k)$ – симметрические положительно определённые ковариационные матрицы размера $(n \times n)$ и $(m \times m)$, k, g – номера временных интервалов, соответственно; $M[\cdot]$ – символ математического ожидания.

Функционал качества имеет вид [6]:

$$J = M \left[\sum_{k=0}^{N-1} [\mathbf{x}^T(k)S(k)\mathbf{x}(k) + \mathbf{u}^T(k)T(k)\mathbf{u}(k)] + [\mathbf{x}^T(N)\Lambda\mathbf{x}(N)] \right], \quad (1)$$

где $S(k)$, Λ , $T(k)$ – положительно определённые симметричные матрицы размера $(n \times n)$, $(n \times n)$ и $(q \times q)$, соответственно. Оптимальное управление, обеспечивающее минимум функционала (1), имеет вид [6]:

$$\mathbf{u}^*(k) = \mathbf{u}^*(k, \mathbf{y}_0^k) = -L(k)\hat{\mathbf{x}}(k), \quad (2)$$

где $\hat{\mathbf{x}}(k) = M[\mathbf{x}(k) | \mathbf{y}_0^k]$ – оптимальная оценка вектора состояния, определяемая в соответствии с выражением

$$\hat{\mathbf{x}}(k) = \tilde{\mathbf{x}}(k) + K(k)[\mathbf{y}(k) - H(k)\tilde{\mathbf{x}}(k)], \quad (3)$$

в котором априорная оценка вектора состояния $\mathbf{x}(k)$

$$\tilde{\mathbf{x}}(k+1) = A(k)\hat{\mathbf{x}}(k) + B(k)\mathbf{u}^*(k).$$

В (2) матричный коэффициент усиления регулятора $L(k)$ рассчитывается по формуле

$$L(k) = [Q(k) + B^T(k)P(k+1)B(k)]^{-1} B^T(k)P(k+1)A(k),$$

где $P(k)$ – апостериорная матрица дисперсий ошибок оценивания, определяемая в соответствии с выражением:

$$\begin{aligned} P(k) &= S(k) + L^T(k)Q(k)L(k) + [A(k) - B(k)L(k)]^T P(k+1)[A(k) - B(k)L(k)], \\ k &= N-1, \dots, 1, 0, \quad P(N) = \Lambda. \end{aligned}$$

В (3) матричный коэффициент усиления фильтра $K(k)$ вычисляется по формуле

$$K(k) = \tilde{\Gamma}(k)H^T(k)[H(k)\tilde{\Gamma}(k)H^T(k) + R_2(k)]^{-1},$$

где $\tilde{\Gamma}(k) = M[(\mathbf{x}(k) - \tilde{\mathbf{x}}(k))(\mathbf{x}(k) - \tilde{\mathbf{x}}(k))^T]$ – ковариационная матрица ошибки $\tilde{\mathbf{\epsilon}}(k) = \mathbf{x}(k) - \tilde{\mathbf{x}}(k)$ априорной оценки $\tilde{\mathbf{x}}(k)$, которая вычисляется по формуле

$$\tilde{\Gamma}(k+1) = A(k)\tilde{\Gamma}(k)A^T(k) + Q(k),$$

$\Gamma(k) = M[(\mathbf{x}(k) - \hat{\mathbf{x}}(k))(\mathbf{x}(k) - \hat{\mathbf{x}}(k))^T]$ – ковариационная матрица ошибки $\tilde{\mathbf{\epsilon}}(k) = \mathbf{x}(k) - \hat{\mathbf{x}}(k)$ оценки, определяемая в соответствии с выражением:

$$\Gamma(k) = \tilde{\Gamma}(k) - \tilde{\Gamma}(k)H^T(k)[H(k)\tilde{\Gamma}(k)H^T(k) + R_2(k)]^{-1}H(k)\tilde{\Gamma}(k).$$

Применительно к нашей задаче получаем алгоритм комплексной обработки информации в ИИССН на основе ОФК:

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{x}}(k) &= A(k)\hat{\mathbf{x}}(k) + B(k)\mathbf{u}^*(k) + K(k)[\mathbf{y}(k) - H(k)(A(k)\hat{\mathbf{x}}(k) + B(k)\mathbf{u}^*(k))], \\ K(k) &= \tilde{\Gamma}(k)H^T(k)[H(k)\tilde{\Gamma}(k)H^T(k) + R_2(k)]^{-1}, \\ \Gamma(k) &= \tilde{\Gamma}(k) - \tilde{\Gamma}(k)H^T(k)[H(k)\tilde{\Gamma}(k)H^T(k) + R_2(k)]^{-1}H(k)\tilde{\Gamma}(k), \end{aligned} \quad (4)$$

где $H(k) = \frac{\partial H(\hat{\mathbf{x}}(k))}{\partial \mathbf{x}^T(k)}$ – матричный коэффициент линеаризации.

На основе выходных данных ИИССН $\lambda(k)$ и оценки вектора состояния $\hat{\lambda}(k)$ вычисляется вектор параметров траекторного движения ВС:

$$\hat{\mathbf{x}}(k) = \lambda(k) - \hat{\lambda}(k),$$

которые используются для формирования управляющих воздействий [11].

Изменения мощности полезного сигнала и шумов в среде распространения и другие возмущающие факторы приводят к значительным флуктуациям отношения сигнал/шум, что в свою очередь приводит к вариациям погрешностей измерений. Разброс погрешностей измерения псевдодальности приводит к неопределённости шумов измерений и отличию фактических значений уровня шумов измерений от модельных, вызывая расхожимость процесса оценивания ОФК. Поэтому актуальной задачей является разработка алгоритма управления траекторией полёта ВС при оценке параметров траекторного движения в ИИССН на основе адаптивного обобщённого фильтра Калмана (АОФК). Задача адаптации алгоритма фильтрации к нестационарным воздействиям широко обсуждается в литературе [2, 7].

Адаптивный обобщённый фильтр Калмана

Динамика вектора состояния и измерений ОФК описывается следующими выражениями [7]:

$$\lambda(k) = F(k)\lambda(k-1) + \mathbf{w}(k), \quad \mathbf{y}(k) = h(\lambda(k)) + \mathbf{n}(k),$$

где $h(\lambda(k))$ – нелинейная функция измерений; $F(k)$ – матрица перехода.

Адаптивное правило функционирования АОФК заключается в том, что ковариация измерений должна быть настроена так, чтобы сообщение об обновлении соответствовало их теоретической ковариации. Обновление может быть определено как

$$\mathbf{z}(k) = \mathbf{y}(k) - h(\hat{\lambda}(k, k-1)),$$

где $\mathbf{z}(k)$ рассматривается как разница между реальными наблюдениями и его вычисленными значениями, а теоретическая ковариация $\mathbf{z}(k)$ равна

$$C_n(k) = H(k)P(k, k-1)H^T(k) + R(k), \tag{5}$$

где $H(k) = \left. \frac{\partial h(\lambda(k))}{\partial \lambda(k)} \right|_{\lambda(k) = \hat{\lambda}(k, k-1)}$ – матрица наблюдений.

Фактическая ковариация $\mathbf{z}(k)$ может быть вычислена путём усреднения предыдущей последовательности обновления в течение скользящего окна размера l в эпоху k , в результате получаем оценку дисперсии-ковариации обновления:

$$\hat{C}_n(k) = \frac{1}{l} \sum_{i=1}^m \mathbf{z}(k-1) \mathbf{z}^T(k-1). \tag{6}$$

Размер скользящего окна l выбирается эмпирическим путём в пределах 10–50 отсчётов. Подставляя (6) в (5), получим адаптивную ковариацию шума измерения [2, 7]:

$$R_A(k) = \frac{1}{l} \sum_{i=1}^l \mathbf{z}_i(k-1) \mathbf{z}_i^T(k-1) - H(k)P(k, k-1)H^T(k)$$

или

$$R_A(k) = \hat{C}_n(k) - H(k)P(k, k-1)H^T(k),$$

где $\mathbf{z}(k) = \mathbf{y}(k) - \mathbf{y}(k, k-1)$ – невязка между поступившим измерением и его предсказанным значением.

Путём замены $R_2(k)$ на $R_A(k)$ в выражении (4) для матричного коэффициента усиления фильтра реализуется АОФК на основе обновляющей адаптивной оценки [2]. Таким образом, предложен алгоритм адаптивной фильтрации навигационных параметров на основе метода уточнения ковариационной матрицы погрешностей измерений по ковариационной матрице невязок [7]. Структура системы, реализующей синтезированный алгоритм, представлена на рис. 1.

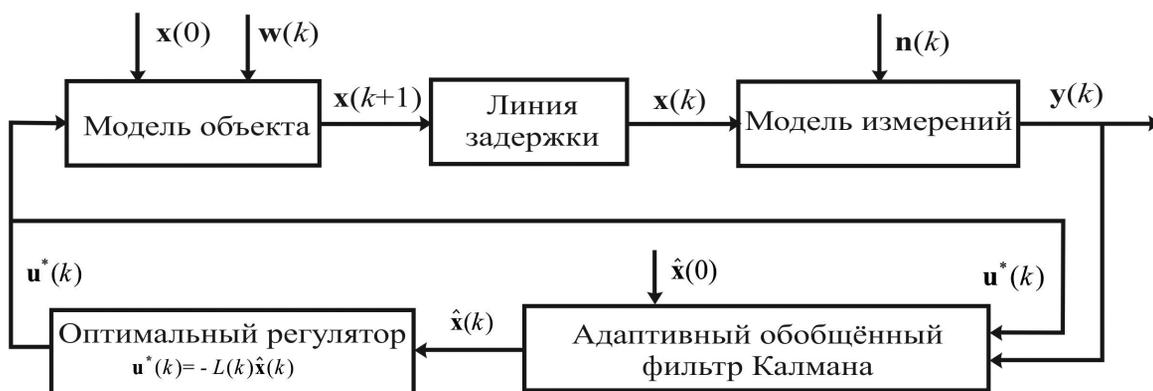


Рис. 1. Структура системы оценивания и управления

Результаты моделирования и исследования

В процессе исследования процессов управления траекторией полёта ВС программно реализовывались модель траекторного движения ВС, модели функционирования БИНС и ПСН ГНСС, алгоритмы комплексной обработки навигационной информации и управления траекторией

полёта. Для моделирования орбитального движения НКА ГЛОНАСС использовалась модель, представленная в [12]. Методы преобразования координат из одной СК в другую изложены в [13].

Исследование характеристик алгоритмов выполнялось для следующих сценариев:

сценарий № 1: среднеквадратическое отклонение (СКО) шумов измерений соответствует модельному значению в алгоритме ОФК;

сценарий № 2: СКО шумов измерений превышает модельное значение, принятое в алгоритме ОФК в 6 раз;

сценарий № 3: СКО шумов измерений превышает модельное значение в 6 раз, но реализован алгоритм АОФК.

На рис. 2–6 представлены графики, отображающие результаты исследований синтезированных алгоритмов путём прямого статистического моделирования. В частности, на рис. 2, а показаны фактическая ошибка определения координаты x ВС $\delta_x = x - \hat{x}$ и расчётное значение максимальной погрешности $2\sigma_x$, на рис. 2, б показаны те же параметры применительно к координате y .

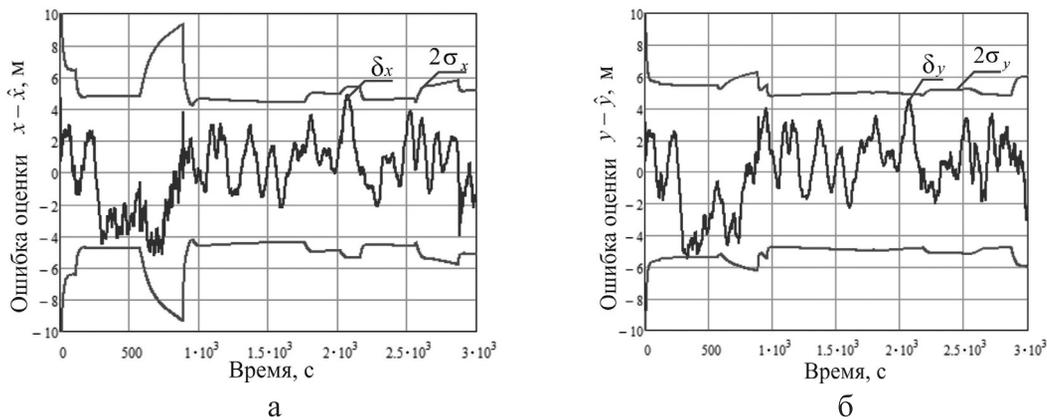


Рис. 2. Ошибка оценки координаты x – а, и ошибка оценки координаты y – б, полученные на выходе ФК при соответствии модельных и фактических значений СКО шумов наблюдений

На графиках рис. 2 видно, что при совпадении расчётных и фактических значений СКО шумов наблюдений при реализации классического ОФК фактические ошибки оценки координат ВС находятся в «коридоре» расчётных значений максимальной погрешности $2\sigma_x$.

На рис. 3, а и 3, б показаны графики фактических ошибок оценивания $\delta_x = x - \hat{x}$ и $\delta_y = y - \hat{y}$ и расчётных значений максимальных погрешностей $2\sigma_x$ и $2\sigma_y$ по координатам x и y , сформированные ОФК. Данные результаты соответствуют ситуации, когда реальная интенсивность шума измерения превышает расчётное значение в 6 раз, при этом численные значения ошибок $\delta_x = x - \hat{x}$

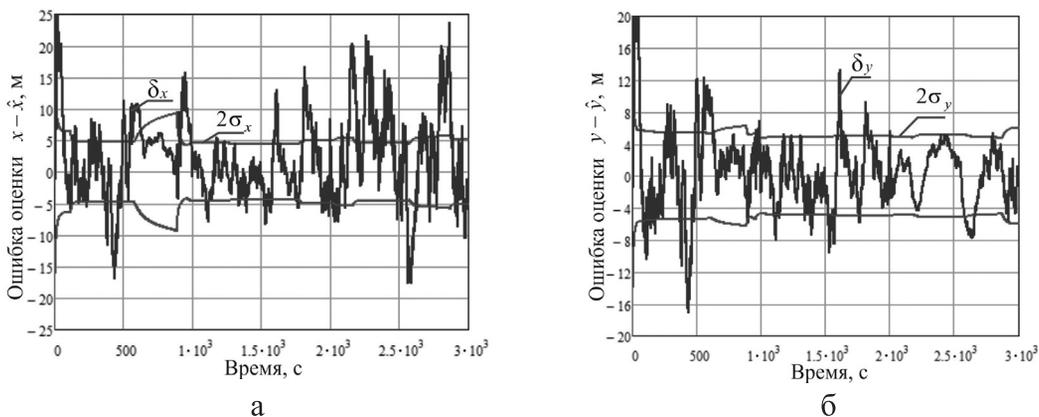


Рис. 3. Ошибка оценки координаты x – а, и ошибка оценки координаты y – б, полученные на выходе ОФК при расходимости процесса фильтрации

и $\delta_y = y - \hat{y}$ превышают их расчётные значения $2\sigma_x$ и $2\sigma_y$, т. к. ковариационная матрица наблюдений не соответствует действительной интенсивности шумов.

Анализ представленных на рис. 3, а и 3, б результатов показывает, что в случае несоответствия ковариационной матрицы наблюдений действительной интенсивности шумов процесс оценивания ОФК будет расходящимся, т. е. фактическая погрешность оценки навигационных параметров превышает предельную.

На рис. 4, а и рис. 4, б показаны графики ошибок оценок и расчётных значений максимальных погрешностей, полученных в алгоритме АОФК для оценки координат в ИИССН с последующей выдачей этих значений в СТУ.

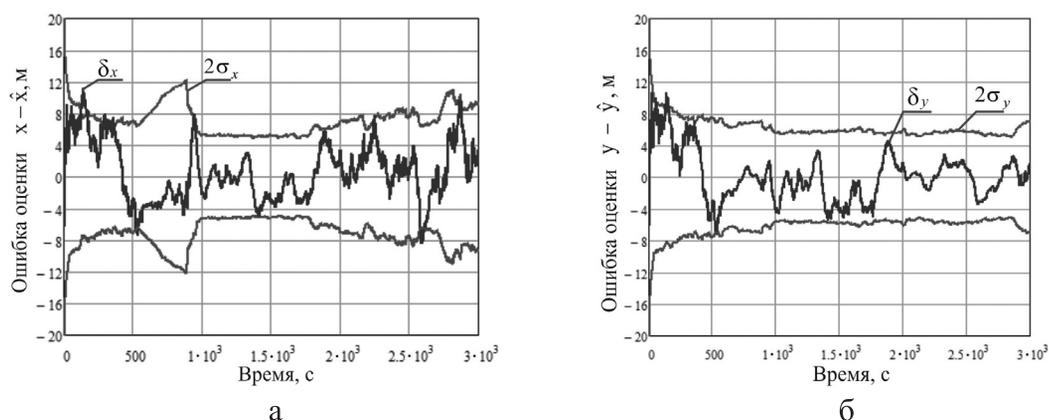


Рис. 4. Ошибка оценки координаты x – а, и ошибка оценки координаты y – б, полученные на выходе АОФК в случае отличия модельных и фактических значений СКО шумов наблюдений

Зависимости значений курса ВС от времени при моделировании различных сценариев приведены на рис. 5, а: кривая 1 – оценка курса ВС при реализации сценария № 1, кривая 2 – оценка курса ВС при реализации сценария № 2; кривая 3 – оценка курса ВС при реализации сценария № 3; кривая 4 – заданный курс ВС. На рис. 5, б приведены ошибки измерения курса ВС для моделируемых сценариев: кривая 1 соответствует сценарию № 1; кривая 2 – сценарию № 2; кривая 3 – сценарию № 3.

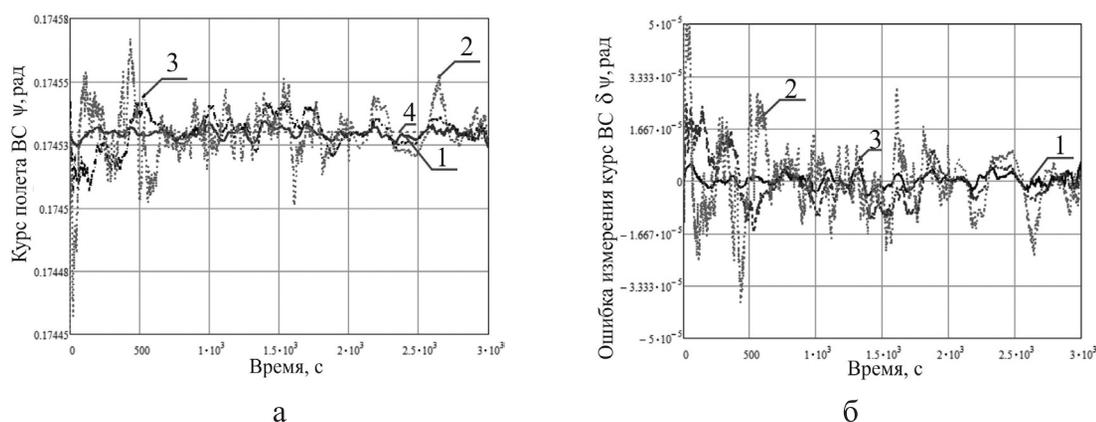


Рис. 5. Динамика значений и ошибок измерений курса ВС для сценариев 1–3: курс ВС – а; ошибки измерения курса ВС – б. На графиках: 1 – сценарий № 1; 2 – сценарий № 2; 3 – сценарий № 3; 4 – заданный курс ВС

Анализ результатов, представленных на рис. 5, а, б, показывает, что в случае соответствия фактических и модельных значений интенсивности шума измерений (сценарий № 1) в ИИССН достигается высокая точность оценки курса ВС. При увеличении интенсивности шума измерений

наблюдается увеличение погрешности оценки курса (сценарий № 2). Требуемую точность оценки курса ВС возможно достичь при использовании в СТУ выходной информации БИНС и ГНСС путём реализации адаптивного алгоритма оценки параметров траекторного движения (сценарий № 3).

На рис. 6, а представлены графики фактической дисперсии ошибки оценки курса ВС, полученные при статистическом моделировании процессов оценивания классического и адаптивного ОФК для сценариев № 1–3. На рис. 6, б приведены графики среднеквадратических радиальных ошибок (СРО) определения местоположения ВС в главной диагонали ковариационной матрицы ошибок оценивания классического и адаптивного ОФК.

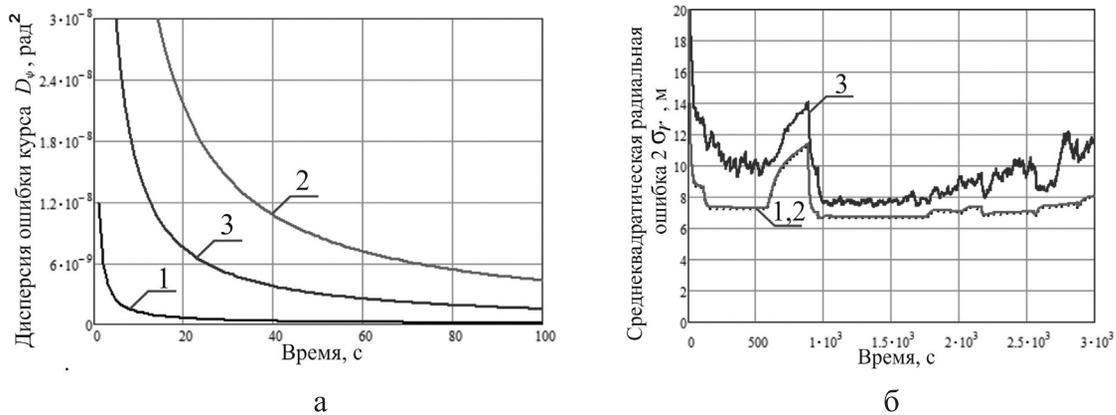


Рис. 6. Статистические характеристики ошибки оценки параметров траекторного движения: дисперсия ошибки оценки курса – а; СРО ошибки оценки местоположения – б; 1 – сценарий № 1; 2 – сценарий № 2; 3 – сценарий № 3

Сравнительный анализ представленных результатов показывает, что применение адаптивных методов фильтрации в ИИССН параметров траекторного движения позволяет повысить точность выдерживания заданного маршрута полёта. Применение АОФК обеспечивает устойчивость процесса фильтрации и позволяет уменьшить дисперсию ошибки оценки курса в 2 раза по сравнению с классическим ОФК (графики 2 и 3 рис. 6, а), что приводит к повышению точности оценки параметров траекторного движения. При увеличении интенсивности шума измерений в 6 раз достигнут выигрыш по точности определения местоположения ВС более, чем в 2 раза по сравнению с классическим ОФК.

Таким образом, в условиях флуктуации ионосферной погрешности псевдодальномерных измерений в ИИССН алгоритм АОФК обеспечивает требуемые значения точностных характеристик путём адаптации ковариационной матрицы измерений.

Заключение

Синтезирован и исследован алгоритм управления траекторией полёта ВС при эксплуатации авиационной техники для комплексной оценки навигационных параметров полёта на основе АОФК посредством их прямого статистического моделирования применительно к ИИССН. Применение АОФК позволяет устранить эффект расходимости и повысить точность выдерживания заданного маршрута полёта по сравнению с классическим ОФК в условиях априорной неопределённости вероятностных характеристик ошибок измерений. Предложенный в статье подход позволяет для принятых исходных данных в 2 раза повысить точность управления траекторией полёта ВС на основе методов адаптивной фильтрации навигационных параметров в условиях вариации ошибок псевдодальномерных измерений. В АОФК реализуется адаптация ковариационной матрицы ошибок измерений при изменении во времени интенсивности шумов.

Полученные результаты предполагается внедрить в интеллектуальных транспортных системах в специализированных навигационных вычислителях интегрированных инерциально-спутниковых системах навигации.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Bollapragada S., Klooster J. and Cumings M. Practice Summary: Flight trajectory optimization. *Interfaces*, 2013, 43(6), pp. 547–549.
2. Xiang Song, Xiaoyu Che, Huilin Jiang and Wei Wu. Reliable positioning algorithm using two-stage adaptive filtering in GPS-Denied environments. *Hindawi Journal of Sensors*, 2020, 5428374, 14 p.
3. Барабанов А. Е., Лукомский Ю. А., Мирошников А. Н. Адаптивная фильтрация при неизвестной интенсивности возмущений и шумов измерений // Автоматика и телемеханика. 1992. № 11. С. 93–101.
4. Пашинцев В. П., Линец Г. И., Коваль С. А., Сенокосов М. А., Мельников С. В. Погрешность определения псевдодалности в спутниковой радионавигационной системе при возмущениях ионосферы // Системы управления, связи и безопасности. 2020. № 2. С. 231–279. <https://doi.org/10.24411/2410-9916-2020-10208>
5. Ерохин В. В., Лежанкин Б. В., Болелов Э. А. Оценка параметров траекторного движения БПЛА при различной конфигурации источников навигационной информации // Успехи современной радиоэлектроники. 2023. Т. 77. № 6. С. 35–49. <https://doi.org/10.18127/j20700784-202306-04>
6. Меркулов В. И., Верба В. С., Ильчук А. Р. Автоматическое сопровождение целей в РЛС интегрированных авиационных комплексов. Теоретические основы. РЛС в составе интегрированного авиационного комплекса. Т. 1: монография в 3-х томах / Под ред. В. С Вербы. Москва: Радиотехника, 2018. 320 с.
7. Великанова Е. П., Ворошилин Е. П. Адаптивная фильтрация координат маневрирующего объекта при изменениях условий передачи в радиолокационном канале // Доклады Томского государственного университета систем управления и радиоэлектроники. 2012. № 2-1(26). С. 29–35.
8. Веремеенко К. К., Желтов С. Ю., Ким Н. В. и др. Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов. Москва: Физматлит, 2009. 556 с.
9. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / под ред. А. И. Перова, В. Н. Харисова. 4-е изд., перераб. и доп. Москва: Радиотехника, 2010. 800 с.
10. Ахмедов Р. М., Бибутов А. А., Васильев А. В. Автоматизированные системы управления воздушным движением: Новые информационные технологии в авиации / под ред. С. Г. Пятко и А. И. Красова. Санкт-Петербург: Политехника, 2004. 446 с.
11. Алешечкин А. М., Ерохин В. В. Оптимизация траекторий динамических управляемых объектов в интегрированной системе навигации на основе инерциальных и спутниковых технологий // Гироскопия и навигация. 2016. Т. 24. № 2(93). С. 3–19. <https://doi.org/10.17285/0869-7035.2016.24.2.003-019>
12. Скрыпник О. Н., Ерохин В. В. Исследование параметров рабочего созвездия ГЛОНАСС на основе моделирования орбитальной группировки // Научный вестник МГТУ ГА. 2012. № 180. С. 70–77.

References

1. Bollapragada S., Klooster J. and Cumings M. Practice Summary: Flight trajectory optimization. *Interfaces*, 2013, 43(6), pp. 547–549.
2. Xiang Song, Xiaoyu Che, Huilin Jiang and Wei Wu. Reliable positioning algorithm using two-stage adaptive filtering in GPS-Denied environments. *Hindawi Journal of Sensors*, 2020, 5428374, 14 p.

3. Barabanov A. E., Lukomsky Yu. A., Miroshnikov A. N. Adaptive filtering with unknown intensity of disturbances and measurement noise. *Automation and Telemekhanics*, 1992, no. 11, pp. 93–101. (In Russ.)
4. Pashintsev V. P., Linets G. I., Koval S. A., Senokosov M. A., Melnikov S. V. The error in determining the pseudorange in the global navigation satellite system with disturbances in the ionosphere. *Systems of Control, Communication and Security*, 2020, no. 2, pp. 231–279. (In Russ.)
<https://doi.org/10.24411/2410-9916-2020-10208>
5. Erokhin V. V., Lezhankin B. V., Bolelov E. A. Estimation of the parameters of the trajectory movement of an unmanned aerial vehicle with different configurations of navigation information sources. *Journal Achievements of modern radioelectronics*, 2023, vol. 77, no. 6, pp. 35–49. (In Russ.)
<https://doi.org/10.18127/j20700784-202306-04>
6. Merkulov V. I., Verba V. S., Ilchuk A. R. *Automatic target tracking in radars of integrated aviation complexes. Theoretical foundations. Radar as part of an integrated aviation complex*. Monograph in 3 volumes, vol. 1, ed. V. S. Verba. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2018, 320 p. (In Russ.)
7. Velikanova E. P., Voroshilin E. P. Adaptive filtering of coordinates of a maneuvering object with changes in transmission conditions in a radar channel. *Reports of Tomsk State University of Control Systems and Radioelectronics*, 2012, no. 2-1(26), pp. 29–35. (In Russ.)
8. Veremeenko K. K., Zheltov S. Yu., Kim N. V., et al. *Modern information technologies in the problems of navigation and guidance of unmanned maneuverable aerial vehicles*. Moscow, Fizmatlit Publ., 2009, 556 p. (In Russ.)
9. *GLONASS. Principles of construction and operation*. Ed. A. I. Perov, V. N. Kharisov, 4th ed., revised and enlarged. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2010, 800 p. (In Russ.)
10. Akhmedov R. M., Bibutov A. A., Vasiliev A. V. *Automated air traffic control systems: New information technologies in aviation*. Ed. S. G. Pyatko and A. I. Krasov. St. Petersburg, Politekhnik Publ., 2004, 446 p. (In Russ.)
11. Aleshechkin A. M., Erokhin V. V. Trajectory optimization of dynamically controlled objects in INS/GNSS integrated navigation system. *Gyroscopy and Navigation*, 2016, vol. 24, no. 2(93), pp. 3–19. (In Russ.)
<https://doi.org/10.17285/0869-7035.2016.24.2.003-019>
12. Skrypnik O. N., Erokhin V. V. Research of parameters of working constellation GLONASS on the basis of modeling of orbital grouping. *Civil Aviation High Technologies*, 2012, no. 180, pp. 70–77. (In Russ.)

Информация об авторах

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

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

Малисов Николай Павлович, старший преподаватель, Иркутский филиал Московского государственного технического университета гражданской авиации, Иркутск, Россия, malisovnik@mail.ru

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

Authors information

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

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

Malisov Nikolay P., Senior Lecturer, Irkutsk Branch of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk, Russia, malisovnik@mail.ru

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

*Статья поступила в редакцию 26.11.2024; одобрена после рецензирования 17.12.2024; принята к публикации 23.12.2024.
The article was submitted 26.11.2024; approved after review 17.12.2024; accepted for publication 23.12.2024.*

Научная статья
УДК 006.3:629.73

МЕТОДЫ ОЦЕНКИ ПРОСЛЕЖИВАЕМОСТИ И НЕОПРЕДЕЛЁННОСТИ ПРИ КАЛИБРОВКЕ СПЕЦИАЛЬНЫХ СРЕДСТВ ИЗМЕРЕНИЙ В МЕТРОЛОГИЧЕСКИХ ЛАБОРАТОРИЯХ АВИАПРЕДПРИЯТИЙ

А. А. БОГОЯВЛЕНСКИЙ

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. На отечественном воздушном транспорте, так же как и в зарубежных авиационных организациях, для допуска к применению в технологических процессах авиационной деятельности проводится периодическая проверка (оценка) фактических значений метрологических характеристик специальных средств измерений (ССИ), а также соответствия этих характеристик эксплуатационной документации. Эта процедура называется калибровкой. Международные документы по стандартизации предписывают при проведении калибровки вместо оценки погрешности ССИ выполнять оценки неопределённости измерений и их прослеживаемости. Однако методически вопросы оценки упомянутых характеристик проработаны в литературе недостаточно для практического применения при проведении калибровочных работ ССИ, расчёте значений и оформлении выходных документов. В статье разработаны методы оценки прослеживаемости и неопределённости, адаптированные для калибровки ССИ в метрологических лабораториях авиапредприятий, что обеспечит полное исключение или снижение метрологических рисков негативных ситуаций в процессе метрологического обслуживания до приемлемого уровня. При разработке методов использованы сведения и материалы обобщения опыта, полученные за несколько десятилетий работы ФГУП ГосНИИ ГА в качестве куратора вопросов метрологического обеспечения производственной деятельности гражданской авиации (ГА), в том числе и в части калибровки ССИ в метрологических лабораториях отраслевых предприятий и организаций.

Ключевые слова: воздушный транспорт, эксплуатация авиационной техники, специальные средства измерений, метрологическая лаборатория, калибровка, прослеживаемость измерений, неопределённость измерений, метрологический риск.

Для цитирования: Богоявленский А. А. Методы оценки прослеживаемости и неопределённости при калибровке специальных средств измерений в метрологических лабораториях авиапредприятий // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 48. С. 46–56.

METHODS FOR ASSESSING TRACEABILITY AND UNCERTAINTY IN THE CALIBRATION OF SPECIAL MEASURING INSTRUMENTS IN THE METROLOGICAL LABORATORIES OF AVIATION ENTERPRISES

A. A. BOGOYAVLENSKIY

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

Abstract. In domestic air transport, as well as in foreign aviation organizations, periodic verification (assessment) of the actual values of metrological characteristics of special measuring instruments (SMI), as well as compliance of these characteristics with operational documentation, is carried out for admission to use in

technological processes of aviation activities. This procedure is called calibration. International standardization documents prescribe that during calibration, instead of estimating the error of the SMI, an assessment of the uncertainty of measurements and their traceability should be performed. However, methodically, the issues of evaluating these characteristics have not been worked out in the literature sufficiently for practical use in carrying out calibration work of the SMI, calculating values and processing output documents. The article develops methods for assessing traceability and uncertainty adapted for the calibration of SMI in the metrological laboratories of aviation enterprises, which will ensure the complete exclusion or reduction of metrological risks of negative situations in the process of metrological maintenance to an acceptable level. In developing the methods, information and materials were used to summarize the experience gained over several decades of work of the Institute of FSUE GosNII GA as a curator of issues of metrological support for the production activities of civil aviation, including in terms of SMI calibration in metrological laboratories of industry enterprises and organizations.

Keywords: air transport, operation of aviation equipment, special measuring instruments, metrological laboratory, calibration, measurement traceability, measurement uncertainty, metrological risk

For citation: Bogoyavlenskiy A. A. Methods for assessing traceability and uncertainty in the calibration of special measuring instruments in the metrological laboratories of aviation enterprises. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no. 48, pp. 46–56. (In Russ.)

Введение

В гражданской авиации (ГА) – как отечественной, так и зарубежной – видом метрологического обслуживания специальных средств измерений (ССИ), используемых для проведения процедур технического обслуживания и ремонта в технологических процессах эксплуатации авиационной техники (АТ), авиатопливообеспечения, аэропортовой и других профильных видах авиационной деятельности, является калибровка [1]. Согласно положениям международных стандартов, руководств и рекомендаций, в частности ГОСТ ISO/IEC 17025-2019¹, при проведении калибровочных работ вместо погрешности должны оцениваться неопределённость измерений и их прослеживаемость. Однако методология их оценки в указанных нормативных и методических документах не описана, носит во многом субъективный характер, что вызывает у персонала метрологических лабораторий затруднения при обработке результатов проведённого метрологического обслуживания и оформлении сертификатов о калибровке ССИ. Исследованию этого вопроса и разработке практических методов оценки прослеживаемости и неопределённости измерений для их применения в метрологических лабораториях предприятий воздушного транспорта и авиационной промышленности, осуществляющих калибровку ССИ, и посвящена настоящая статья. При подготовке статьи использован многолетний научный, практический и организационный опыт ФГУП ГосНИИ ГА, связанный с оценкой технической компетентности ведомственных калибровочных лабораторий ССИ.

Прослеживаемость измерений ССИ

Прослеживаемость измерений при калибровке ССИ обеспечивается их «привязкой» – через государственные поверочные схемы – напрямую к государственным первичным эталонам конкретных видов измерений, а при необходимости – и через локальные калибровочные схемы. Метрологическая лаборатория устанавливает и поддерживает прослеживаемость результатов измерений при калибровках ССИ, связывая их с соответствующей основой для

¹ ГОСТ ISO/IEC 17025-2019. Общие требования к компетентности калибровочных и испытательных лабораторий. Москва: Стандартинформ, 2021. 32 с.

сравнения посредством документированной непрерывной цепи калибровок, каждая из которых вносит свою составляющую в неопределённость измерений. Метрологическая лаборатория должна обеспечить прослеживаемость результатов измерений к Международной системе единиц (SI) путём:

а) калибровки рабочих эталонов на базе компетентной лаборатории, или использования стандартных образцов (СО), имеющих аттестованные значения, с известной прослеживаемостью измерений к SI;

б) непосредственной реализации единиц SI, подтверждаемой прямыми или косвенными сличениями с национальными или международными эталонами.

Если установление прослеживаемости измерений к единицам SI с технической точки зрения не представляется возможным, лаборатория должна продемонстрировать прослеживаемость измерений к соответствующей основе для сравнения, например: а) аттестованным значениям СО, предоставленным компетентным изготовителем; б) результатам, полученным с применением референтных методик измерений, установленных методов или согласованных стандартов (эталонов), если они подробно описаны и признаны в качестве обеспечивающих единство измерений, отвечают своему предполагаемому назначению и подтверждаются соответствующими сличениями. Исходя из переопределения Международной системы единиц SI и изменения международных документов взамен ГОСТ 8.417-2002 введён новый ГОСТ 8.417-2024². Так, определение системы SI после 20.05.2019 звучит следующим образом: «Международная система единиц SI – это такая система единиц, в которой частота перехода сверхтонкого расщепления невозмущённого основного состояния атома цезия-133 $\Delta\nu_{Cs}$ равна 9192631770 Гц; скорость света в вакууме c равна 299792458 м/с; постоянная Планка h равна $6,62607015 \cdot 10^{-34}$ Дж·с; элементарный заряд e равен $1,602176634 \cdot 10^{-19}$ Кл; постоянная Больцмана k равна $1,380649 \cdot 10^{-23}$ Дж/К; постоянная Авогадро N_A равна $6,02214076 \cdot 10^{23}$ моль⁻¹; световая эффективность монохроматического излучения частотой $540 \cdot 10^{12}$ Гц, $K_{кд}$ равна 683 лм/Вт». Основной международный документ по этому вопросу – брошюра SI, изданная Международным бюро мер и весов (МБМВ), исходя из которой произведено изменение российского законодательства, а именно, Постановления Правительства России от 31.10.2009 № 879³. Кроме того внесены изменения в ГОСТ 8.417, в частности, в области применения этого стандарта. Так, в версии 2002 года записано, что стандарт устанавливает единицы физических величин (далее – единицы), применяемые в стране: наименования, обозначения, определения и правила применения этих единиц. В новой же версии указывается, что настоящий стандарт распространяется на применяемые в государствах-участниках Соглашения о системе SI, подписанного странами СНГ в 2015 году, единицы, их наименования, обозначения, определения, а также правила применения и написания (если это не противоречит национальному законодательству); в том числе стандарт устанавливает русские – на языке межгосударственного общения – обозначения единиц, применяемых на межгосударственном пространстве.

Россия завершила 2022 год с государственными первичными эталонами в количестве 159 единиц [2]. Их актуальный перечень в электронном виде размещён в Федеральной государственной информационной системе (ФГИС) Росстандарта «АРШИН». Любой государственный первичный эталон является основой государственной поверочной схемы (ГПС) соответствующего вида измерений. Сведения о некоторых из ГПС, обеспечивающих прослеживаемость измерений при калибровке ССИ от отечественных первичных эталонов единиц, приведены в табл. 1.

² ГОСТ 8.417-2024. Межгосударственный стандарт. Государственная система обеспечения единства измерений. Единицы величин (применяется на территории Российской Федерации с 30.09.2024 взамен ГОСТ 8.417-2002).

³ Постановление Правительства России от 31.10.2009 № 879 «Положение о единицах величин, допускаемых к применению в Российской Федерации» (с изменением от 09.03.2022).

Таблица 1

Некоторые ГПС, обеспечивающие прослеживаемость от отечественных первичных эталонов единиц при калибровке ССИ

| Наименование ГПС по видам измерений | Приказы Росстандарта об утверждении ГПС | |
|--|---|------------|
| | номер | дата |
| Избыточного давления до 4000 МПа | 2653 | 20.10.2022 |
| Температуры (от ГЭТ 34-2020, ГЭТ 35-2021) | 3253 | 23.12.2023 |
| Силы | 2498 | 22.10.2019 |
| Крутящего момента силы | 1794 | 31.07.2019 |
| Постоянного электрического напряжения и электродвижущей силы | 1520 | 28.07.2023 |
| Переменного электрического напряжения до 1000 В (в диапазоне частот от $1 \cdot 10^{-1}$ до $2 \cdot 10^9$ Гц) | 1706 | 18.08.2023 |
| Электрического напряжения постоянного тока в диапазоне от 1 до 500 кВ | 3458 | 30.12.2022 |
| Электрического сопротивления постоянного и переменного тока | 3456 | 30.12.2019 |
| Массы (от ГЭТ 3-2020) | 1622 | 04.07.2022 |
| Времени и частоты | 2360 | 26.09.2022 |

Ключевым при обеспечении прослеживаемости измерений является соблюдение значений коэффициента точности K_T , характеризующего соотношения между погрешностями средств калибровки (рабочими эталонами) и калибруемых ССИ. Это означает, что должен быть обеспечен запас по точности при измерении параметра с заданными допускаемыми отклонениями [3]. Для этого рассчитывают фактическое значение коэффициента точности K_T :

$$K_T = \Delta \Sigma_{\text{ССИ}} / \Delta \Sigma_{\text{ЭТ}}, \quad (1)$$

где $\Delta \Sigma_{\text{ССИ}}$ – допускаемое отклонение или погрешность на измеряемый параметр ССИ (калибруемую метрологическую характеристику); $\Delta \Sigma_{\text{ЭТ}}$ – суммарная погрешность результата измерения рабочего эталона.



Рабочее место для метрологического обслуживания КСП-80 в одной из метрологических лабораторий авиапредприятия воздушного транспорта

Допускаемые значения коэффициента точности приведены в ГПС по каждому виду измерений, прослеживаемых от государственных первичных эталонов до каждого конкретного экземпляра ССИ. Рабочее место для метрологического обслуживания одного из типов ССИ на примере калибратора сигналов посадки КСП-80 в одной из метрологических лабораторий авиапредприятия в Сибирском федеральном округе показано на рисунке. Слева на стойке – комплект рабочих эталонов (средств калибровки), обеспечивающих прослеживаемость измерений относительно ГПС; справа на рабочем столе – калибруемый экземпляр КСП-80.

Метрологическое обслуживание КСП-80 проводится в соответствии с Инструкцией по поверке (шифр – ТЖ2.740.012Д3), разработанной предприятием-производителем. Полная номенклатура метрологических характеристик КСП-80, а также применяемых при этом средств калибровки (прослеживаемость измерений) приведены в табл. 2.

Таблица 2

Метрологические характеристики КСП-80 и средств их калибровки

| Метрологические характеристики | | | | |
|--|--|---------------------------------------|-------------------------------|--|
| КСП-80 | | Средств калибровки (рабочих эталонов) | | |
| Наименование | Пределы измерений, погрешность | Типы | Пределы измерений | Погрешность (класс, разряд) |
| Динамический диапазон входного сигнала | от 0,03 до 400,00 мВ | Г4-107 Ч3-63 | 12,5–400 МГц | $\pm 1 \%$ $\pm(5 \cdot 10^{-7} + 1/(f_{изм} t_{сч}))$ |
| Относительная погрешность измерения уровня ВЧ сигнала | $\pm 60 \%$ | | 0,1 Гц–1 ГГц | |
| Абсолютная погрешность измерения ПКАМ, СГМ (курс) ПКАМ, СГМ (глиссада) РГМ, шкала 5 % (курс) РГМ, шкала 50 % (курс) РГМ, шкала 10 % (глиссада) РГМ, шкала 100 % (глиссада) | $\pm(0,1+0,005A) \%$ | С1-76 | 0–1 МГц 0,2 мВ–120 В | $\pm 5 \%$ |
| | $\pm(0,2+0,005A) \%$ | В7-28 | 1; 10 В | $\pm(0,025+0,005U_{п}/U_{х})$ |
| | $\pm(0,02+0,008A) \%$ | Ч3-63 | 0,1 Гц–1 ГГц | $\pm(5 \cdot 10^{-7} + 1/(f_{изм} t_{сч}))$ $\pm(5 \cdot 10^{-7} + T_{ТАКТ}/(n T_{изм}))$ |
| | $\pm(0,05+0,008A) \%$ | | 0,1 мкс–10 ⁴ с | |
| | $\pm(0,03+0,008A) \%$ | Г5-60 | 0,1–99999,0 мкс | $\pm(1 \cdot 10^{-6} \tau + 10 \text{ нс})$ |
| $\pm(0,1+0,008A) \%$ | Г4-107 | 12,5–400 МГц | $\pm 1 \%$ | |
| Абсолютная погрешность измерения разности фаз модулирующих сигналов | $\pm 0,5^\circ$ | Ч3-54 | 0,1 мкс–10 ⁵ с | $\pm(5 \cdot 10^{-7} + T_{ТАКТ}/\tau_{изм})$ |
| Абсолютная погрешность измерения: - коэффициента гармоник - модулирующих сигналов - уровня перекрёстной модуляции | $\pm 0,3 \%$ (на шкале 2,5 %) $\pm 0,5 \%$ (на шкале 10 %) $\pm 20 \%$ | Г3-123 | 1 Гц–299,9 кГц | $\pm(1,0–1,5) \%$ |
| | | Г3-118 | 10 Гц–20 кГц 20–200 кГц | $\pm(1+50/f_{н}) \%$ $\pm 1,5 \%$ |
| | В7-16 | 1 В | $\pm(0,2+0,02U_{п}/U_{х}) \%$ | |

В табл. 2: А – измеренное значение СГМ/РГМ, $f_{изм}$ – измеряемая частота, $f_{н}$ – несущая частота, $t_{сч}$ – время счёта (измерения), n – число усредняемых периодов (множитель периода), $U_{п}$ – значение используемого предела измерения напряжения вольтметра, $U_{х}$ – измеряемое

напряжение, $T_{\text{ТАКТ}}$ – период частоты заполнения (метки времени), $T_{\text{ИЗМ}}$ – измеряемый период, τ – установленная длительность, $\tau_{\text{ИЗМ}}$ – измеряемый интервал времени. Все поименованные в табл. 2 средства калибровки обеспечивают соответствие фактических значений K_t , рассчитанных по формуле (1), допускаемым значениям K_t , регламентированным, в том числе ГПС, указанным в табл. 1.

Неопределённость измерений

Слово «неопределённость» в русском языке означает свойство по значению прилагательного «неопределённый», а именно – «точно не установленный». Оно означает сомнение, и, таким образом, в широком смысле термин «неопределённость измерения» означает сомнение в достоверности результата измерения. Отдельные специальные понятия, характеризующие статистическую количественную меру такого сомнения (например, стандартного отклонения), отсутствуют, поэтому слово «неопределённость» используют как в широком смысле, так и в смысле некоторой количественной меры [4]. Слово «неопределённость», используемое без прилагательного, относится как к общему понятию неопределённости, так и к любым её количественным мерам. Если необходимо уточнить, какая конкретно количественная мера имеется в виду, то для этого следует использовать адекватное прилагательное. Неопределённость результата измерения отражает отсутствие точного знания значения измеряемой величины. Согласно ГОСТ 34100.3⁴ результат измерения после внесения в него поправки на известные систематические эффекты остаётся лишь оценкой значения измеряемой величины, поскольку содержит неопределённости, связанные со случайными эффектами и неточностью поправки результата для исключения систематических составляющих на детерминированные эффекты.

Может оказаться так, что результат измерения (после внесения поправки) очень близок к значению измеряемой величины, т. е. имеет пренебрежимо малую погрешность. Такого рода неисключённая систематическая погрешность неопределённостью результата измерения не является.

Источниками неопределённости измерений могут являться: а) неполное определение измеряемой величины; б) несовершенная процедура измерения; в) нерепрезентативность выборки, обусловленная выполнением измерений на образце, не представляющем определяемую величину; г) неточное знание о влиянии условий окружающей среды на результат измерения или неточное измерение значений величин, характеризующих эти условия; д) систематическая погрешность оператора при снятии показаний со шкал аналоговых ССИ; е) конечная дискретность отсчёта (разрешающая способность) или порог предела чувствительности ССИ; ж) неточные значения, приписанные средствам калибровки, рабочим эталонам или СО; з) неточные знания значений физических констант и значений величин других параметров, полученных из сторонних источников и используемых при обработке результатов; и) неадекватные аппроксимации градуировочных характеристик функциональных зависимостей и субъективные предположения оператора, используемые в методике измерений (измерительной процедуре), обусловленные квалификацией персонала; к) изменчивость повторных наблюдений несмотря на казалось бы стабильные условия их проведения.

Вышеперечисленные источники («а – и») необязательно являются независимыми. Например, некоторые из них могут вносить вклад в источник «к». Если какой-либо систематический эффект не выявлен, то он не может быть учтён в оценке неопределённости результата измерения, хотя и вносит вклад в его погрешность [5].

Составляющие неопределённости подразделяются на две категории в зависимости от метода оценивания – по типу А или по типу В. Эта классификация применима только к неопределённости и не является заменой разделения погрешностей на случайные и систематические.

⁴ ГОСТ 34100.3-2017 / ISO/IEC Guide 98-3:2008. Неопределённость измерения. Часть 3. Руководство по выражению неопределённости измерения. М.: Стандартинформ, 2018. 112 с.

Неопределённость поправки на известный детерминированный эффект может быть в некоторых случаях оценена по типу А, а в других – по типу В. То же самое относится к неопределённости, обусловленной стохастическими эффектами.

В ряде публикаций [6, 7] составляющие неопределённости разделяют на «случайные» и «систематические», связывая их с погрешностями, возникающими, соответственно, из случайных и известных систематических эффектов. Такая классификация составляющих неопределённости может привести к неоднозначности толкования при её практическом применении. Например, «случайная» составляющая неопределённости в одном измерении может стать «систематической» составляющей в другом измерении, где результат первого измерения используется в качестве входных данных. При классификации методов оценивания составляющих неопределённости, а не самих составляющих, такая неоднозначность устраняется. В то же время это не мешает объединять отдельные составляющие, оцененные двумя разными способами, в группы для достижения конкретных целей. Классификация по типам А и В вводится исключительно для демонстрации наличия двух разных путей оценивания составляющих неопределённости и для удобства их учёта в дальнейшем. Её не следует воспринимать как различие в происхождении составляющих неопределённости, полученных разными методами оценивания. Оба они основаны на распределении вероятностей, в связи с чем составляющие неопределённости количественно характеризуются дисперсией или стандартным отклонением.

Оценивание стандартной неопределённости типа А

В большинстве случаев наилучшей оценкой математического ожидания μ_q случайным образом изменяющейся величины q (случайной переменной), для которой при постоянных условиях измерения получены n независимых наблюдений q_k , является среднее арифметическое (или просто среднее) значение \bar{q} из n наблюдений [6]:

$$\bar{q} = \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n q_k.$$

Разброс значений в наблюдениях q_k обусловлен случайными изменениями влияющих величин (случайными эффектами). Выборочную дисперсию $s^2(q_k)$, являющуюся оценкой дисперсии σ^2 для данного распределения вероятностей величины q , получают по формуле

$$s^2(q_k) = \frac{1}{n-1} \sum_{j=1}^n (q_j - \bar{q})^2.$$

Положительный квадратный корень $s(q_k)$ из выборочной дисперсии является выборочным стандартным отклонением. Эта величина характеризует изменчивость наблюдений q_k или, точнее, их разброс относительно среднего значения \bar{q} .

Наилучшей оценкой дисперсии среднего значения $\sigma^2(\bar{q}) = \sigma^2/n$ является

$$s^2(\bar{q}) = \frac{s^2(q_k)}{n}. \tag{2}$$

Выборочная дисперсия среднего значения $s^2(\bar{q})$ и выборочное стандартное отклонение среднего значения $s(\bar{q})$, равное положительному квадратному корню из $s^2(\bar{q})$, определяют количественно, насколько хорошей оценкой математического ожидания μ_q величины q является \bar{q} , и могут быть использованы в качестве меры неопределённости \bar{q} .

Таким образом, стандартную неопределённость $u(x_i)$ оценки $x_i = \bar{X}_i$, полученную по n независимым повторным наблюдениям $X_{i,k}$ входной величины X_i , определяют как $u(x_i) = s(\bar{X}_i)$ по формуле (2) для оценки $s^2(\bar{X}_i)$. Для удобства $u^2(x_i) = s^2(\bar{X}_i)$ и $u(x_i) = s(\bar{X}_i)$ иногда называют соответственно дисперсией типа А и стандартной неопределённостью типа А.

Число наблюдений n должно быть достаточным, чтобы \bar{q} и $s^2(\bar{q})$ являлись надёжными оценками математического ожидания μ_q случайной переменной q и дисперсии математического ожидания $\sigma^2(\bar{q}) = \sigma^2/n$ соответственно. При построении доверительных интервалов следует учитывать различие между $s^2(\bar{q})$ и $\sigma^2(\bar{q})$. Если q распределена по нормальному закону, то это различие учитывается применением t -распределения для выборочного среднего [6].

Хотя одной из основных характеристик распределения вероятностей является именно дисперсия $s^2(\bar{q})$, на практике удобнее использовать $s(\bar{q})$, поскольку она имеет ту же размерность, что и q , и более проста для восприятия, чем дисперсия.

Для измерений, проводимых в достоверно оценённых с применением математической статистики условиях, является доступной объединённая оценка дисперсии s_p^2 (или объединённое выборочное стандартное отклонение s_p). Если значение измеряемой величины q определяют по n независимым наблюдениям, то в качестве оценки выборочной дисперсии среднего значения \bar{q} принимаются s_p^2/n , а не $s^2(q_k)/n$, а в качестве стандартной неопределённости соответственно $u = s_p/\sqrt{n}$.

Для получения оценки x_i входной величины X_i используют функциональную зависимость, полученную по экспериментальным данным путём аппроксимации. Выборочные оценки дисперсий и стандартных отклонений параметров функциональной зависимости, а также значения, прогнозируемые с применением этой зависимости, вычисляются методами математической статистики.

При заявлении оценки составляющей неопределённости $u(x_i)$ типа А всегда необходимо указывать соответствующее ей число степеней свободы ν_i . В простейшем случае n независимых наблюдений, когда $x_i = \bar{X}_i$ и $u(x_i) = s(X_i)$, $\nu_i = n - 1$.

В случае коррелированной (например, во времени) последовательности наблюдений входной величины среднее значение и выборочное стандартное отклонение могут быть неадекватными оценками соответствующих статистик. Для анализа таких наблюдений целесообразно использовать статистические процедуры для обработки рядов случайных коррелированных результатов измерений.

Изложенный выше анализ оценивания неопределённости типа А не является исчерпывающим. Иногда складываются довольно сложные ситуации, предполагающие применение разных методов математической статистики в целях калибровки ССИ, для оценки неопределённостей, связанных с кратковременными и долговременными случайными изменениями результатов сличений эталонов с неизвестными значениями единиц (например, эталонов массы) с эталонами сравнения с известными передаваемыми значениями единиц. В таких измерительных задачах составляющие неопределённости можно оценить дисперсионным анализом результатов иерархических экспериментов для заданного числа уровней иерархии.

На нижних ступенях государственной поверочной схемы, когда значение единицы, передаваемое эталоном сравнения, считается известным достаточно точно (поскольку эти эталоны калибруются с использованием первичных эталонов), неопределённость результата калибровки ССИ может состоять только из стандартной неопределённости типа А, за которую принимают объединённое выборочное стандартное отклонение, полученное в условиях, полностью характеризующих измерение.

Оценивание стандартной неопределённости типа В

Для оценки x_i входной величины X_i , которая не была определена в результате повторных наблюдений, значения оценки дисперсии $u^2(x_i)$ или стандартной неопределённости $u(x_i)$ получают в результате обобщения и анализа всей доступной информации о возможной вариативности X_i . Такая информация может включать в себя: результаты предшествующих измерений; полученные опытным или косвенным путём сведения о метрологических характеристиках ССИ; характеристики, заявляемые изготовителем; данные, приводимые в сертификатах о калибровке ССИ (свидетельствах о поверке ССИ) и иных документах; неопределённости величин, которые вместе с их значениями приведены в стандартных справочных данных [7].

Для удобства оценки $u^2(x_i)$ и $u(x_i)$, полученные таким образом, называют дисперсией типа В, или стандартной неопределённостью типа В, соответственно. Если оценка x_i получена из известного априорного распределения вероятностей, то соответствующую этой величине дисперсию следует обозначать $u^2(X_i)$. Однако для упрощения возможно использовать обозначения $u^2(x_i)$ и $u(x_i)$.

Эффективное использование имеющейся информации для оценивания стандартной неопределённости типа В требует от специалиста по калибровке наличия опыта и профильных знаний, которые приобретаются многолетней практикой. При этом оценка стандартной неопределённости по типу В может быть не менее надёжной, чем по типу А, особенно если последняя получена в условиях небольшого числа независимых наблюдений.

Если распределение вероятностей q является нормальным, то отношение $\sigma[s(\bar{q})]/\sigma(\bar{q})$ приблизительно равно $[2(n-1)]^{-1/2}$. Таким образом, если принять $\sigma[s(\bar{q})]$ в качестве неопределённости $s(\bar{q})$, то для 10 наблюдений ($n=10$) относительная неопределённость $s(\bar{q})$ будет равна 24 %, а для 50 ($n=50$) только 10 %.

Если оценка x_i взята из технической документации изготовителя ССИ, сертификата о его калибровке (свидетельства о поверке), стандартных справочных данных или иного документального источника, в котором значение неопределённости x_i дано в виде стандартного отклонения, умноженного на некоторый коэффициент, то стандартную неопределённость $u(x_i)$ можно получить, разделив справочное значение неопределённости на этот коэффициент, а оценку дисперсии $u^2(x_i)$ – возведя полученный результат в квадрат.

Таким образом, в противовес классической теории точности, при оценке неопределённости не рассматриваются понятия истинного, действительного значений измеряемой величины и погрешности измерения [7]. Вместо этого количественно оценивается «сомнение в измеряемой величине». Как и в классической теории точности в качестве характеристик неопределённости используются среднее квадратическое отклонение и доверительный интервал.

Обсуждение результатов

Оценка неопределённости измерений основывается на знании физической сущности метода измерений, положенного в основу конструкции каждого конкретного типа ССИ, а также специфики проводимых с его помощью измерений с учётом имеющегося в метрологической лаборатории опыта и данных по оценке пригодности ССИ к применению.

Для метрологических лабораторий авиапредприятий приоритетным для оценивания неопределённости измерений при калибровке ССИ является метод типа А с выражением результатов оценки в виде стандартного (среднего квадратического) отклонения, либо в виде дисперсии для данного распределения вероятностей значений измеряемой величины. Однако применим и метод типа В, в том числе и для представленных в табл. 2 метрологических характеристик КСП-80.

Расчёты числовых значений неопределённости измерений производятся, а их результаты затем указываются в отчётных документах (сертификатах, протоколах калибровки и иных) при наличии такого рода требований (включая необходимые алгоритмы) в методиках калибровки конкретных типов ССИ, или на основании письменного требования заказчика, изложенного, например, в заявке на оказание услуг по проведению калибровочных работ.

При применении конкретного метода оценивания неопределённости, для которого неопределённость результатов измерений уже была установлена и подтверждена, нет необходимости оценивать неопределённость измерений для каждой проводимой калибровки ССИ, поскольку метрологическая лаборатория может показать, что выявленные оказывающие влияние критические факторы находятся под контролем.

Как показывает практический опыт метрологических лабораторий авиапредприятий в осуществлении калибровки ССИ, обобщённый автором, оценку неопределённости следует производить при наличии письменного требования Заказчика (владельца из структурного

подразделения организации, эксплуатирующего данный конкретный экземпляр ССИ и на материальном балансе которого оно находится). В остальных же случаях результатами калибровки являются оценка погрешности измерений ССИ. В случае выхода фактических значений погрешностей за пределы допускаемых значений, установленных в методиках, по которым проводится калибровка конкретного типа ССИ, хотя бы по одной метрологической характеристике, на экземпляр оформляется извещение о непригодности и он не допускается к дальнейшему применению.

Погрешность указана в эксплуатационной документации на ССИ, ни о какой неопределённости в ней не идёт и речи. При введении в практику ГА России в 1997 г. калибровки ССИ речь шла об оценке погрешностей измерений. При этом, в теории помимо погрешности ССИ дополнительно можно указывать и значение неопределённости, однако это потребует дополнительных трудозатрат специалистов, проводящих калибровку, а следовательно и увеличение стоимости калибровки каждого экземпляра ССИ на 15–20 %, что в рыночных условиях и при отсутствии последующего использования этой информации Заказчиком в практической деятельности авиационной организации может оказаться нецелесообразным. При этом, неисправные ССИ, метрологические характеристики которых выходят за пределы допускаемых значений, и так будут выведены из эксплуатации (применения в технологических процессах авиационной деятельности), что достаточно для обеспечения приемлемого уровня метрологических рисков и без оценки неопределённости.

Одним из основных элементов Системы менеджмента качества организации (согласно ГОСТ Р 58876⁵), в структуре которой функционирует калибровочная лаборатория, является Руководство по качеству калибровочной лаборатории, где для каждой конкретной лаборатории могут быть установлены свои индивидуальные процедуры оценки неопределённости. Требования к форме и содержанию Руководства по качеству содержатся в ГОСТ ISO/IEC 17025-2019.

Заключение

Разработаны методы оценки прослеживаемости и неопределённости при калибровке ССИ в метрологических лабораториях предприятий воздушного транспорта и авиационной промышленности.

Метод оценивания неопределённости типа А реализуется путём статистического анализа ряда наблюдений. Реализация метода оценивания неопределённости типа В не связана со статистическим анализом ряда наблюдений. При оценке неопределённости измерений все составляющие, признаваемые существенными применительно к калибровке каждого конкретного типа ССИ, принимаются во внимание. Оценка стандартной неопределённости по типу В, выраженной в виде стандартного отклонения, бывает не менее надёжной, чем по типу А, особенно если последняя получена в условиях небольшого числа независимых наблюдений.

Полученные автором методы оценки прослеживаемости и неопределённости внедрены путём их включения в тексты одноимённых разделов (согласно ГОСТ ISO/IEC 17025-2019 являются обязательными) в структуру Руководств по качеству калибровочных лабораторий ССИ в авиапредприятиях. Оценка технической компетентности лабораторий проводится в рамках Системы сертификации объектов гражданской авиации (СДС ОГА), руководящим органом которой является ФГУП ГосНИИ ГА.

Конфликт интересов. Автор заявляет об отсутствии конфликта интересов.

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

⁵ ГОСТ Р 58876–2020. Системы менеджмента качества организаций авиационной, космической и оборонной промышленности. Требования. М.: Стандартинформ, 2020. 47 с.

Список источников

1. Богоявленский А. А., Ермолаева О. Л. Оценка технической компетентности калибровочных лабораторий специальных средств измерений // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2013. № 3(314). С. 33–40.
2. Богоявленский А. А. Тенденции в деятельности Метрологической академии: дневник работы XX съезда // Мир измерений. 2023. № 3. С. 22–24.
3. 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(325). С. 40–55.
4. Захаров И. П., Кукуш В. Д. Теория неопределённости в измерениях. Харьков: Консум, 2002. 256 с.
5. Валидация аналитических методик. Количественное описание неопределённости в аналитических измерениях: пер с англ. под ред. Г. Р. Нежиховского и Р. Л. Кадиса. Санкт-Петербург: ЦОП «Профессия», 2016. 312 с.
6. Ефремова Н. Ю. Оценка неопределённости в измерениях: Практическое пособие. Минск: БелГИМ, 2003. 50 с.
7. Фридман А. Э. Основы метрологии. Современный курс. Санкт-Петербург: НПО «Профессионал», 2008. 284 с.

References

1. Bogoyavlenskiy A. A., Ermolaeva O. L. Assessment of technical competence of calibration laboratories of special measuring instruments during the production of aviation activity. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2013, no. 3(314), pp. 33–40. (In Russ.)
2. Bogoyavlenskiy A. A. Trends in the metrological academy activities: journal of the work of the XX congress. *Measurements World*, 2023, no. 3, pp. 22–24. (In Russ.)
3. Bogoyavlenskiy A. A., Bokov A. E. On the experience of conducting 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(325), pp. 40–55. (In Russ.)
4. Zakharov I. P., Kukush V. D. *Theory of uncertainty in measurements*. Kharkiv, Konsum Publ., 2002, 256 p. (In Russ.)
5. *Validation of analytical methods. Quantitative description of uncertainty in analytical measurements*. Trans. from Eng. St. Petersburg, EPC “Professiya”, 2016, 312 p. (In Russ.)
6. Efremova N. Yu. *Estimation of Uncertainty in Measurements: A Practical Manual*. Minsk, BelGIM Publ., 2003, 50 p. (In Russ.)
7. Fridman A. E. *Fundamentals of Metrology. Modern course*. St. Petersburg, NPO “Professional” Publ., 2008, 284 p. (In Russ.)

Информация об авторе

Богоявленский Анатолий Александрович, доктор технических наук, главный метролог ГосНИИ ГА, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, bogoyavlenskiy_aa@gosniiga.ru

Author information

Bogoyavlenskiy Anatoliy A., Doctor of Sciences (Engineering), Chief Metrologist of GosNII GA, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, bogoyavlenskiy_aa@gosniiga.ru

*Статья поступила в редакцию 11.12.2024; одобрена после рецензирования 16.12.2024; принята к публикации 18.12.2024.
The article was submitted 11.12.2024; approved after reviewing 16.12.2024; accepted for publication 18.12.2024.*

Научная статья
УДК 629.735.064.53

ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ ВЕТРОГЕНЕРАТОРА В АВАРИЙНОМ РЕЖИМЕ РАБОТЫ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЁТА

Р. Ю. МИСЮТИН¹, С. М. МУСИН², Д. А. КОНДРАШОВ¹

¹ Уфимское агрегатное производственное объединение, Уфа, Россия

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

Аннотация. Воздушное судно (ВС) имеет первичную, вторичную, дополнительную и специальную системы электроснабжения. В аварийном режиме работы системы электроснабжения в качестве источников электроэнергии применяются аккумуляторные батареи, электрические генераторы вспомогательной силовой установки и ветрогенераторы электрической или гидравлической энергии, выпускаемые в поток встречного воздуха. Системы электроснабжения ВС типов SSJ-95B и SSJ-95NEW-100 оснащены турбовинтовыми авиационными генераторами электрической энергии, а MC-21 – турбовинтовой авиационной установкой с гидро- и электрогенераторами. При полёте на высотах с отрицательной температурой воздуха герметизированные технические отсеки охлаждаются до температуры ниже точки образования росы, что приводит к образованию на бортовом оборудовании, размещённом в отсеках, сконденсированной влаги и инея. Образование инея внутри генератора электроэнергии турбовинтовой авиационной установки может привести к примерзанию ротора к статору и, как следствие, к потере работоспособности генератора в аварийном режиме работы системы электроснабжения. Данное обстоятельство обуславливает необходимость разработки устройств, предотвращающих образование ледяного инея внутри генератора и дополнений регламента его технического обслуживания. Статья подготовлена по результатам работ по импортозамещению элементов систем электроснабжения самолётов RRJ-95NEW-100 и MC-21, проведённых АО «Уфимское агрегатное производственное объединение».

Ключевые слова: воздушный транспорт, самолёт, система электроснабжения, электрический генератор, электрическая машина, турбовинтовой авиационный генератор, эксплуатация авиационной техники

Для цитирования: Мисютин Р. Ю., Мусин С. М., Кондрашов Д. А. Функционирование ветрогенератора в аварийном режиме работы системы электроснабжения пассажирского самолёта // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 48. С. 57–63.

FUNCTIONING OF A WIND TURBINE IN EMERGENCY OPERATION OF WORK OF SYSTEM OF ELECTROSUPPLY OF THE PASSENGER PLANE

R. YU. MISYUTIN¹, S. M. MUSIN², D. A. KONDRASHOV¹

¹ Ufa Accessories Manufacturing Association, Ufa, Russia

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

Abstract. The air vessel has primary, secondary, additional and special systems of electrosupply. In emergency operation of work of system of electrosupply as sources of the electric power storage batteries,

electric generators of an auxiliary power-plant and windgenerators the electric or hydraulic energy, let out in a stream of counter air are applied. System of electrosupply of air courts SSJ-95V and SSJ-95NEW-100 have turbo-propeller aviation generators of electric energy and MS-21 has turbo-propeller aviation installation with liquid- and electrogenerators. At flight at heights with negative temperature of air hermetically sealed technical compartments are cooled up to temperature below a point of formation of dew that leads to formation on the onboard equipment of a compartment condensed a moisture and hoarfrost [1]. Formation of hoarfrost inside of the generator of the electric power of turbo-propeller aviation installation can lead freezing a rotor to stator and, as consequence, to loss of working capacity of the generator in emergency operation of work system of electro supply. The given circumstance causes necessity of development of the devices preventing formation of ice inside of the generator and the rules of its maintenance service. Clause is prepared by results of import replacement systems of electrosupply for planes RRJ-95NEW-100 and MS-21, lead joint-stock company “Ufa Accessories Manufacturing Association”.

Keywords: air transport, aircraft, system of electro supply, electric generator, electric machine, turbo-propeller aviation generator, operation of aviation techniques

For citation: Misyutin R. Yu., Musin S. M., Kondrashov D. A. Functioning of a wind turbine in emergency operation of work of system of electrosupply of the passenger plane. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no. 48, pp. 57–63. (In Russ.)

Введение

Система электроснабжения (СЭС) обеспечивает электропитание бортового оборудования или агрегатов ВС (приёмников электроэнергии) с качеством электроэнергии в соответствии с ГОСТ Р 54073¹. СЭС состоит из систем генерирования и/или преобразования и системы распределения электроэнергии. Основную электроэнергию вырабатывают генераторы, приводимые во вращение маршевым двигателем или вспомогательной силовой установкой ВС. Также основная электроэнергия может быть выработана альтернативным источником энергии, не связанным с двигателем ВС. Электроэнергию в аварийном режиме СЭС вырабатывают аккумуляторные батареи; дополнительный генератор электроэнергии, установленный на двигателе; генератор электроэнергии, приводимый во вращение турбиной, которая выпускается в поток встречного воздуха, или генератор с гидроприводом. Генератор электроэнергии, размещённый на валу ветровой турбины, и турбина образуют модуль турбовинтового аварийного генератора (ТВАГ). Такие модули (рис. 1) в качестве аварийных источников электроэнергии используются на пассажирских самолётах SSJ-95B.

Генератор с гидроприводом и турбиной образуют гибридную турбонасосную установку (ТНУ). Такая установка используется для аварийного электроснабжения самолёта Airbus A320 (рис. 2). Планируется подобную установку использовать и на МС-21.

В аварийной ситуации модуль ТВАГ или ТНУ выпускается из отсека самолёта в поток встречного воздуха, турбина начинает раскручивать генератор, обеспечивая ВС электроэнергией. В штатном полёте такие модули и установки, размещённые в герметизированных технических отсеках ВС с частично регулируемой температурой, подвергаются воздействию ледяного инея [1]. Наличие ледяного инея между статором и ротором генераторов может привести к их сцеплению и, как следствие, к отсутствию электроэнергии на выходе генератора при возникновении аварийной ситуации на самолёте. Данное обстоятельство требует от разработчиков создавать и внедрять эффективные системы и порядок эксплуатации авиационной техники, обеспечивающие работоспособность ТВАГ и ТНУ в широком диапазоне климатических условий окружающей среды.

¹ ГОСТ Р 54073-2017. Системы электроснабжения самолётов и вертолётов. Общие требования и нормы качества электроэнергии. Москва. Стандартинформ. 2018.



Рис. 1. Модуль ТВАГ самолёта SSJ-95В



Рис. 2. ТНУ на Airbus A320

Постановка задачи

Задача данного исследования – оценить эксплуатационную технологичность вариантов конструкции систем обогрева ТВАГ или ТНУ.

Система обогрева генератора электроэнергии, обеспечивающая отказобезопасность для ТНУ, должна иметь две независимые цепи обогрева, каждая из которых поочередно с периодом в один полёт подключается в бортовую электросеть переменного тока номинального напряжения 115 В переменной или постоянной частоты, а для ТВАГ такая система должна иметь две цепи обогрева, основную и резервную, питаемые постоянным током номинального напряжения 27 В.

Для решения поставленной задачи применены: теория электрических цепей, теория теплофизических процессов, физическое (натурное) моделирование, теория надёжности. В работе учтены квалификационные требования КТ-160G/14G², федеральные авиационные правила «Часть 21»³, а также исследования [2–4].

Результаты исследования

В качестве генератора электроэнергии в ТВАГ и ТНУ используется бесконтактная синхронная электрическая машина, отличающаяся простотой конструкции и надёжностью работы. В такой электрической машине зазор между ротором и статором, как правило, от 0,5 до 1,0 мм. Для исключения образования ледяного инея между ротором и статором внутри электрической машины на статоре или роторе размещается обмотка обогрева, всыпная или стержневая, из провода марки КЭНВ.

Конструктивно обмотку обогрева проще разместить на статоре. В рассматриваемой электрической машине обмотка статора выполнена стержневой из медного провода прямоугольного сечения. Основная задача – передать тепло от обмотки обогрева на элементы статора, а именно на внутреннюю поверхность статора, которая образует зазор с ротором. На рис. 3 представлен вариант размещения обмотки обогрева на лобовых частях обмотки статора.

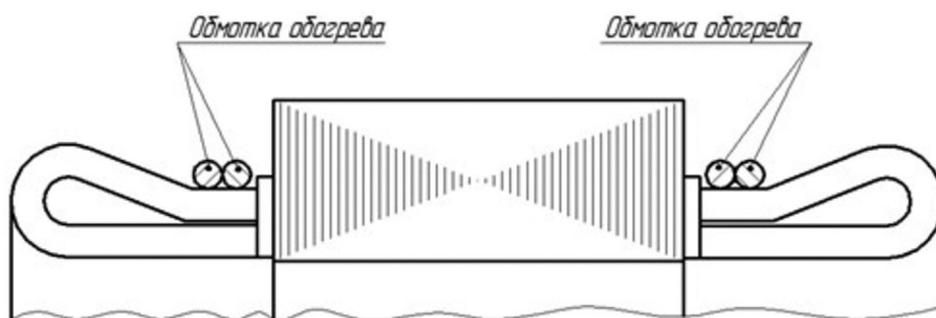


Рис. 3. Вид обмотки обогрева на лобовых частях обмотки статора

При таком размещении тепловой поток от обмотки обогрева передаётся на обмотку статора, затем от обмотки на сердечник статора. В пазы сердечника статора уложена электрическая изоляция, которая будет создавать сопротивление для теплового потока.

Величина теплового сопротивления рассчитывается по формуле:

$$R = \frac{\beta}{\lambda S},$$

где R – тепловое сопротивление, К/Вт; β – толщина материала, см; λ – теплопроводность материала, Вт·см/см²·К; S – площадь поверхности, через которую проходит тепловой поток, см².

При использовании в электрической машине стержневой обмотки её лобовую часть, как правило, выполняют расщеплённой для увеличения интенсивности её теплообмена с окружающей средой. Сопротивление R по объёму ротора неоднородное и изменяется в пределах от 0,01 до 0,05 К/Вт соответственно на лобовой и центральной частях ротора. При размещении обмотки обогрева на лобовых частях отвод теплового потока на обмотку статора будет только через места

² Межгосударственный Авиационный Комитет. Авиационный Регистр. Квалификационные требования КТ-160G/14G. НИИАО. 2015. 99 с.

³ Минтранс России. Федеральные авиационные правила «Сертификация авиационной техники, организаций разработчиков и изготовителей. Часть 21». 2019. 83 с.

их контактов, что существенно меньше, чем в случае с всыпной обмоткой. При этом возможен перегрев изоляции обмотки статора. Активная мощность обмотки обогрева составляет $\leq 103,3$ Вт.

Плотность теплового потока определяется по формуле:

$$A = \frac{Q}{S},$$

где A – плотность теплового потока, Вт/см²; Q – тепловой поток, Вт.

Q определяется по формуле:

$$Q = \alpha S \text{grad}T,$$

где $\text{grad}T$ – тепловой градиент, К/см.

На рис. 4 представлен вариант размещения обмотки обогрева на торцах сердечника статора.

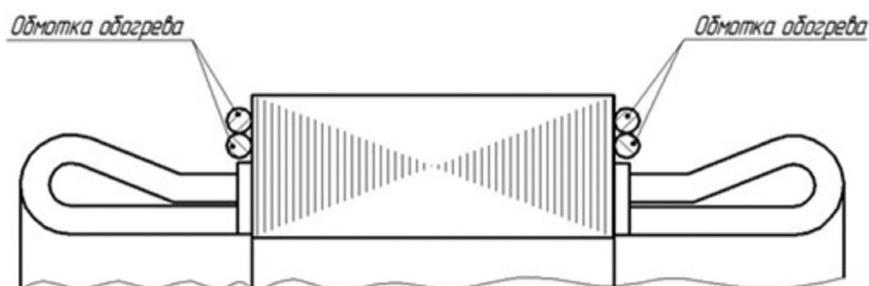


Рис. 4. Вид размещения обмотки обогрева на торцах сердечника статора

При таком варианте размещения тепловой поток от обмотки обогрева передаётся сразу на сердечник статора. Сердечник статора выполнен в виде набора склеенных между собой листов электротехнической стали. При прохождении теплового потока от торцов сердечника к центру встречается только тепловое сопротивление в виде клея между листами сердечника, а площадь контакта обмотки обогрева и сердечника статора больше, чем в варианте рис. 3. Одним из недостатков варианта рис. 4 является необходимость фиксации обмотки обогрева на торцах сердечника статора, что требует дополнительных конструктивных решений. Активная мощность обмотки обогрева составляет $\leq 100,5$ Вт.

Вариант размещения обмотки обогрева на наружной поверхности сердечника статора представлен на рис. 5. Здесь тепловой поток от обмотки обогрева распространяется по листам сердечника с высокой плотностью. Воздушный зазор между статором и ротором прогревается лучше, чем в предыдущих вариантах. В данном варианте размещения обмотка обогрева имеет участки (лобовые участки), которые не контактируют с теплоотводящей поверхностью сердечника, что может привести к перегреву и выходу из строя этих участков. Такое расположение обмотки обогрева требует разработки конструктивных решений по дополнительному охлаждению лобовых участков. Активная мощность обмотки обогрева составляет $\leq 87,4$ Вт.

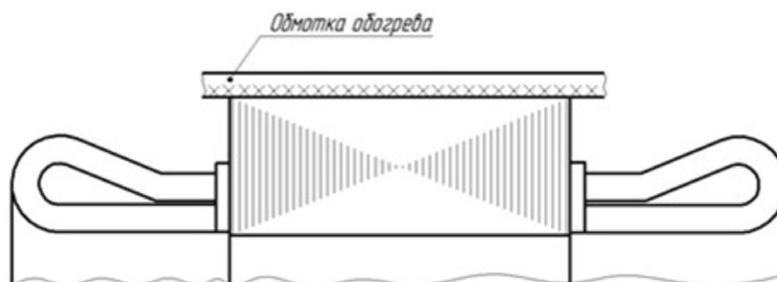


Рис. 5. Вид размещения обмотки обогрева по наружной поверхности статора

Сравнение вариантов размещения обмотки обогрева генератора электроэнергии показывает, что по технологичности конструкции, безотказности, отказобезопасности предпочтительнее стержневая обмотка обогрева, размещённая на торцах сердечника статора, для ТВАГ на RRJ-95NEW-100 и ТНУ на МС-21 [3, 5]. В системе электроснабжения SSJ-95NEW-100 в модуле ТВАГ применён генератор переменного тока типа ГСР-15ПЧ8, имеющий обмотку обогрева на торцах сердечника статора, что позволило обеспечить импортозамещение ранее устанавливавшегося зарубежного аналога – генератора типа RAT generator 1708260.

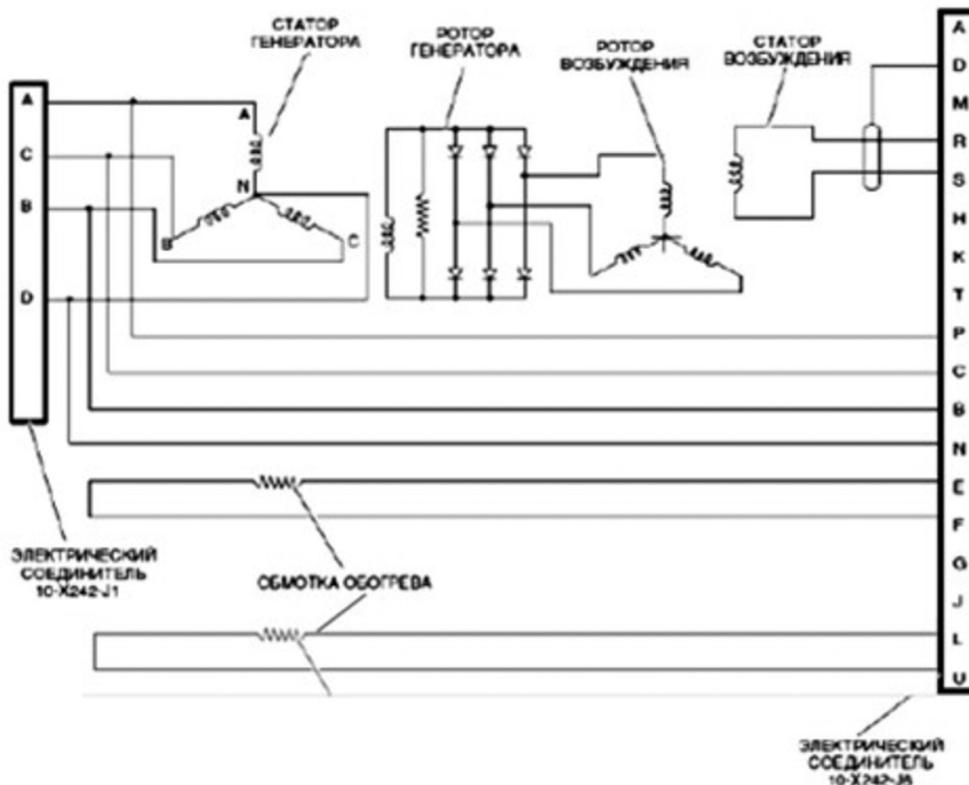


Рис. 6. Схема электрическая ТВАГ на RRJ-95NEW-100

Техническое обслуживание ТВАГ (рис. 6), так же как и ТНУ, осуществляется на земле путём проверки подключения генератора электроэнергии в систему распределения в аварийном режиме работы СЭС при функционировании обмотки обогрева в тестовом режиме и вращении вала турбины ТВАГ (ТНУ) технологическим приводом вращения. Очищается поверхность ТВАГ (ТНУ) жидкостью НЕФРАС.

Заключение

Исследованы различные конструктивные схемы размещения обмоток обогрева генератора. Показано, что для обогрева генераторов аварийной электроэнергии, установленных на самолётах типов RRJ-95NEW-100 и МС-21, с учётом обеспечения эксплуатационной технологичности, предпочтительно размещение обмотки обогрева на торцах сердечника статора.

В системе электроснабжения RRJ-95NEW-100 установлен генератор переменного тока типа ГСР-15ПЧ8, импортозамещающий генератор типа RAT generator 1708260.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Калий В. А., Резниченко А. В., Савченко М. С., Мусин С. М. Биротативный генератор для противообледенительной системы винтовентилятора. Уфа: УГАТУ, 2015. 100 с.
2. Мусин С. М., Левин А. В., Харитонов С. А., Халютин С. П. и др. Электрический самолёт. Концепция и технологии. Уфа: УГАТУ, 2014. 388 с.
3. Пospelov Л. И. Конструкции авиационных электрических машин / Под ред. А. Ф. Федосеева. Москва: Энергоиздат, 1982. 320 с.
4. Moir I., Seabridge A. *Aircraft Systems: Mechanical, electrical, and avionics subsystems integration*, Third Ed. John Wiley & Sons, Ltd., 2008, 504 p.
5. Мисютин Р. Ю., Мусин С. М., Кондрашов Д. А. Анализ отказобезопасности генераторов электрической энергии по цепи механизма расцепления // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 45. С. 32–40.

References

1. Kalij V. A., Reznichenko A. V., Savchenko M. S., Musin S. M. *Birotative generator for the anti-icing system of the propeller fan*. Ufa, UGATU Publ., 2015, 100 p. (In Russ.)
2. Musin S. M., Levin A. V., Kharitonov S. A., Khalyutin S. P. et al. *Electric plane. Concept and technology*. Ufa, UGATU Publ., 2014, 388 p. (In Russ.)
3. Pospelov L. I. *Aircraft electrical machine designs*. Ed. A. F. Fedoseev. Moscow, Ehnergoizdat Publ., 1982, 320 p. (In Russ.)
4. Moir I., Seabridge A. *Aircraft Systems: Mechanical, electrical, and avionics subsystems integration*, Third Ed. John Wiley & Sons, Ltd., 2008, 504 p.
5. Misyutin R. Yu., Musin S. M., Kondrashov D. A. Research of refusal safety of aviation generators of electric energy of the mechanism of unhooking. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 45, pp. 32–40. (In Russ.)

Информация об авторах

Мисютин Роман Юрьевич, кандидат технических наук, начальник конструкторского бюро, Уфимское агрегатное производственное объединение, Москва, Россия, MisyutinRYu@tdhc.ru

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

Кондрашов Дмитрий Андреевич, начальник отдела электрических машин, Уфимское агрегатное производственное объединение, Москва, Россия, KondrashovDA@tdhc.ru

Authors information

Misyutin Roman Yu., Candidate of Sciences (Engineering), Head of Department, Ufa Accessories Manufacturing Association, Moscow, Russia, MisyutinRYu@tdhc.ru

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

Kondrashov Dmitriy A., Head of Department, Ufa Accessories Manufacturing Association, Moscow, Russia, KondrashovDA@tdhc.ru

Статья поступила в редакцию 16.10.2024 одобрена после рецензирования 06.11.2024; принята к публикации 12.11.2024.
The article was submitted 16.10.2024; approved after reviewing 06.11.2024; accepted for publication 12.11.2024.

Обзорная статья

УДК 629.735.054.07:629.735.45

ОБОБЩЕНИЕ ОПЫТА ЭКСПЛУАТАЦИИ ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОГО И РАДИОЭЛЕКТРОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ ВЕРТОЛЁТОВ ТИПА МИ-8Т ЗА ПЕРИОД 2020–2022 ГГ.

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

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. Проведена оценка надёжности пилотажно-навигационного и радиоэлектронного оборудования (ПНиРЭО) на парке вертолётов Ми-8Т, эксплуатирующихся в авиапредприятиях гражданской авиации (ГА). Проанализированы материалы по эксплуатации воздушных судов (ВС) данного типа. Произведён расчёт параметра суммарного потока отказов и показателей надёжности изделий ПНиРЭО. Приведены результаты анализа данных по отказам и неисправностям агрегатов и комплектующих изделий (АиКИ) ПНиРЭО всего парка вертолётов Ми-8Т и рассмотрены наиболее характерные отказы и неисправности, а также основные причины их появления. Анализ показателей надёжности позволяет установить тенденцию изменения уровней надёжности для каждой функциональной системы ПНиРЭО по обнаруженным отказам и неисправностям агрегатов, входящих в состав рассмотренных систем.

Ключевые слова: воздушное судно, вертолёт Ми-8Т, пилотажно-навигационное оборудование, радиоэлектронное оборудование, параметр суммарного потока отказов, эксплуатация авиационной техники

Для цитирования: Казачинский Г. Г., Рябинин А. Л., Супружников А. В., Семёнов Н. М., Карасёв К. В. Обобщение опыта эксплуатации пилотажно-навигационного и радиоэлектронного оборудования вертолётов типа Ми-8Т за период 2020–2022 гг. // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 48. С. 64–73.

GENERALISING THE EXPERIENCE IN THE OPERATION OF FLIGHT AND NAVIGATION EQUIPMENT AND AVIONICS EQUIPMENT ON MI-8T HELICOPTERS OVER THE PERIOD OF 2020–2022

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

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

Abstract. This article assesses the reliability of flight and navigation equipment and avionics equipment on the entire fleet of Mi-8T helicopters. Materials on the operation of aircrafts of this type have been analysed. The calculation of the total failure flow parameter and reliability indicators of flight and navigation equipment and avionics equipment products has been made. The calculation of failure intensity indicators of onboard equipment products has been performed. The analysis of the operational data of the entire fleet of Mi-8T helicopters is given and the most characteristic failures and malfunctions, as well as the main causes of their occurrence, are considered. The analysis of reliability indices makes it possible to establish the tendency of change in reliability levels for each functional system of flight and navigation equipment and avionics equipment according to the detected failures and malfunctions of the units included in the considered systems.

Keywords: aircraft, helicopter Mi-8T, flight and navigation equipment, avionics equipment, parameter of total failure flow, operation of aviation equipment

For citation: Kazachinskiy G. G., Ryabinin A. L., Supruzchnikov A. V., Semenov N. M., Karasev K. V. Generalising the experience in the operation of flight and navigation equipment and avionics equipment on Mi-8T helicopters over the period of 2020–2022. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no. 48, pp. 64–73. (In Russ.)

Введение

Безопасность полётов – приоритетная задача разработчика, изготовителя, эксплуатанта ВС и сертифицирующих органов, в частности ФГУП ГосНИИ ГА. Безопасность полёта – свойство ВС, в целом характеризующее способность обеспечивать завершение полёта в ожидаемых условиях эксплуатации без вреда лицам или имуществу, то есть уровень безопасности полёта определяется вероятностью того, что в полёте не возникнет ситуации хуже, чем усложнение условий полёта (УУП)¹.

Обобщение опыта эксплуатации ПНиРЭО Ми-8Т позволяет выполнить оценку фактического уровня надёжности эксплуатируемого бортового оборудования, а также на основе полученных результатов разработать рекомендации (эффективные мероприятия), направленные на предупреждение возможных отказов и неисправностей при эксплуатации авиационной техники и её совершенствовании на всём парке Ми-8Т.

Материалы и исходные данные

В соответствии с Бюллетенем № ТМ3208-БЭ-Г и изменением к нему от 09.03.2022 № 5² для вертолётов типа Ми-8 (модификации Т, ТС, П, ПС), состоящих в Государственном реестре гражданских воздушных судов Российской Федерации, установлены следующие ресурсы и сроки службы при условии соблюдения процедуры их поэтапного подтверждения (табл. 1).

Таблица 1

Ресурсы и сроки службы, действующие для экземпляров вертолётов (агрегатов)

| Тип и экземпляр вертолёта | Ресурсы/сроки службы | | |
|---|----------------------|-----------------|---------------------------|
| | До 1-го ремонта | Межремонтный | Назначенный |
| Ми-8 и его модификации до зав. № 4884 производства АО «Казанский вертолётный завод» (АО «КВЗ») и до зав. № 9744400 производства АО «Улан-Удэнский авиационный завод» (АО «У-УАЗ») | 4500 ч / 12 лет | 4500 ч / 12 лет | 20000 ч / без ограничений |

Этапы и начало проведения процедур подтверждения ресурсов и (или) сроков службы экземпляров Ми-8 и их модификаций, установленные Бюллетенем № ТМ3208-БЭ-Г, представлены в табл. 2.

¹ Нормы лётной годности гражданских вертолётов СССР НЛГВ-2, 1985. 497 с.

² Бюллетень от 09.09.2011 № ТМ№3208-БЭ-Г «Ресурсы и сроки службы для экземпляров вертолётов Ми-8, Ми-8МТВ-1, Ми-8АМТ и их модификаций, условия и порядок их подтверждения» и изменение от 09.03.2022 № 5 к нему.

Таблица 2

Процедуры подтверждения ресурсов/сроков службы экземпляров Ми-8 и их модификаций

| Тип и экземпляр вертолѐта | Этапы подтверждения ресурсов и сроков службы экземпляров вертолѐтов (агрегатов) |
|---|---|
| Ми-8 и его модификации до зав. № 4884 производства АО «КВЗ» и до зав. № 9744400 производства АО «У-УАЗ» | <ol style="list-style-type: none"> 1. Межремонтный ресурс с 2000 до 3000 ч этапами по 500–1000 ч, с 3000–4500 ч – по 500 ч. 2. Межремонтный срок службы от 8 лет до 12 лет этапами по одному-три года. 3. Назначенный ресурс от 15000 до 20000 ч этапами по 1000 ч (при капитальном ремонте) и по 50 ч (в условиях эксплуатации, не превышая 2000 ч). 4. Назначенный срок службы сверх 40 лет этапами по 8 лет (при капитальном ремонте) и один-два года (в условиях эксплуатации, <10 лет). |
| Ми-8 и его модификации с зав. № 4885 производства АО «КВЗ» и с зав. № 9744401 производства АО «У-УАЗ» | <ol style="list-style-type: none"> 1. Межремонтный ресурс от 2000 до 3000 ч этапами по 500–1000 ч, с 3000–4500 ч – по 500 ч. 2. Межремонтный срок службы с 8 до 12 лет этапами по одному-три года. 3. Назначенный ресурс от 30000 до 40000 ч этапами по 1000 ч (при капитальном ремонте) и по 50 ч (в условиях эксплуатации, <2000 ч). 4. Назначенный срок службы сверх 40 лет этапами по 8 лет (при капитальном ремонте) и один-два года (в условиях эксплуатации, <10 лет). |

В настоящей статье проведѐн анализ отказов и неисправностей Ми-8Т за период 2020–2022 гг. по данным ФАУ «Авиационный регистр Российской Федерации» [1].

Для обобщения опыта использованы:

- материалы актов оценки технического состояния Ми-8Т в процессе выполнения работ по индивидуальному установлению ресурсов и сроков службы в период с 2020 по 2022 г.;
- сведения об отказах и неисправностях функциональных систем 022, 023, 031, 034, 110, 113 парка Ми-8Т, эксплуатировавшихся в ГА, за период с 01.01.2020 по 31.12.2022, в объѐме карточек учёта неисправностей авиационной техники (КУНАТ) на основании данных ФАУ «Авиационный регистр Российской Федерации»;
- сведения об инцидентах, имевших место на парке Ми-8Т, эксплуатировавшихся в ГА, за период с 01.01.2020 по 31.12.2022.

Метод и результаты расчѐта показателей надёжности

За период эксплуатации с января 2020 по декабрь 2022 г. на парке Ми-8Т в эксплуатационных предприятиях ГА, по данным КУНАТ, было выявлено 2116 отказов и неисправностей изделий ПНиРЭО (системы 022, 023, 031, 034, 110, 113). Диаграмма распределения отказов и неисправностей ПНиРЭО по функциональным системам представлена на рисунке.

В соответствии с требованиями норм лѐтной годности вертолѐтов желательно, чтобы любое отказное состояние (функциональный отказ) приводящие к УУП, не могло быть отнесено к событиям повторяющимся, т. е. с вероятностью возникновения $>10^{-3}$ на час полѐта (или на один полѐт)³.

³ Авиационные правила. Часть 29. Нормы лѐтной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории (утв. Постановлением 22-й сессии Совета по авиации и использованию воздушного пространства от 31.10.2002).



Диаграмма распределения отказов и неисправностей ПНиРЭО по функциональным системам на парке Ми-8Т в период с 2020 по 2022 г.

Для оценки надёжности изделий при эксплуатации авиационной техники, относящихся к восстанавливаемым, в соответствии с ГОСТ Р 56079⁴ используется параметр суммарного потока отказов $\omega_0(t)$, который характеризует смешанный поток отказов и повреждений изделий с разной наработкой, получающийся при эксплуатации с заменой отказавших изделий исправными, в том числе новыми, отремонтированными и восстановленными путём устранения отказов [2].

Для изделий определённого типа, работающих на ВС в течение всего полёта, статистическая оценка параметра суммарного потока отказов представляется в виде следующего выражения:

$$\omega_0(t) = \frac{N}{Tn},$$

где N – суммарное число отказов и неисправностей изделия данного типа на парке ВС за рассматриваемый период; T – суммарный налёт парка Ми-8Т за рассматриваемый период; n – количество однотипных изделий в системе.

Для стационарных потоков отказов параметр суммарного потока отказов $\omega_0(t)$ связан со средней наработкой на отказ и повреждение T_C (ГОСТ 27.002)⁵ выражением:

$$\omega_0(t) = \frac{1}{T_C}.$$

Результаты расчёта показателей надёжности – значения суммарного параметра потока отказов изделий функциональных систем 022, 023, 031, 034, 110, 113 Ми-8Т за период с 2020 по 2022 г. – представлены в табл. 3–7.

⁴ ГОСТ Р 56079-2014. Изделия авиационной техники. Безопасность полёта, надёжность, контролепригодность, эксплуатационная и ремонтная технологичность.

⁵ ГОСТ 27.002-2015. Надёжность в технике. Термины и определения.

Таблица 3

Система 022 «Оборудование автоматического управления полётом»

| Наименование изделия | Шифр | $\omega_0 \cdot 10^{-5}$, 2020 | $\omega_0 \cdot 10^{-5}$, 2021 | $\omega_0 \cdot 10^{-5}$, 2022 |
|--------------------------|---------------|---------------------------------|---------------------------------|---------------------------------|
| Агрегат управления | 6С2.399.000 | 29,61 | 18,83 | 19,87 |
| Датчик угловой скорости | ДУС1209Г(Е,К) | 2,19 | 0,82 | 1,66 |
| Пульт управления | 6С2.390.007-3 | 15,79 | 17,19 | 8,94 |
| Блок усилительный | БУНПП-В | 5,92 | 4,91 | 3,97 |
| Корректор высоты | КВ-11 | 1,97 | 0,00 | 1,99 |
| Блок фильтров | БФ-34 | 1,97 | 0,00 | 0,00 |
| Блок сигналов готовности | БСГ | 0,66 | 0,00 | 0,00 |
| Индикатор нулевой | ИН-4 | 1,32 | 0,82 | 0,00 |

Автоматическую стабилизацию вертолёта в полёте по крену, тангажу, курсу, скорости и высоте обеспечивает четырёхканальный автопилот АП-34Б, с связи с чем в функциональной системе «Оборудование автоматического управления полётом» представлены изделия, входящие в комплект автопилота АП-34Б.

Как видно из данных табл. 3, параметр суммарного потока отказов изделий носит постоянный характер. Увеличения количества отказов изделий не наблюдается. Самую низкую надёжность имеют агрегат управления (блок 6С2.399.000) и пульт управления (блок 6С2.390.007-3). Основной причиной их отказов является несовершенство конструктивных элементов изделий, низкая надёжность элементной базы.

Средняя наработка на отказ и повреждение T_C автопилота АП-34Б, как и всей функциональной системы 022 в целом, составляет 26946 ч, что соответствует фактическому уровню надёжности $0,0737 \cdot 10^{-3}$ и не превышает заданного значения 10^{-3} [3, 4]. Отказ любого блока из состава автопилота не приводит к возникновению особой ситуации хуже, чем УУП.

При рассмотрении данных об авиационных инцидентах на парке Ми-8Т, эксплуатирующихся в ГА, за рассматриваемый период было зафиксировано два авиационных инцидента, связанных с отказом автопилота АП-34Б. Оба зафиксированных отказа произошли вследствие внутренней неисправности агрегатов управления 6С2.399.000 (28.02.2020 отказ АУ № 020174 вследствие отказа блока питания № 7331040463; 01.04.2020 отказ АУ № 740549 из-за кратковременной внутренней неисправности), и не приводили к возникновению особой ситуации хуже, чем усложнение условий полёта (УУП).

Таблица 4

Система 023 «Связное оборудование»

| Наименование изделия | Шифр | $\omega_0 \cdot 10^{-5}$, 2020 | $\omega_0 \cdot 10^{-5}$, 2021 | $\omega_0 \cdot 10^{-5}$, 2022 |
|------------------------------------|----------|---------------------------------|---------------------------------|---------------------------------|
| Аварийный радиомаяк | АРМ-406 | 11,19 | 8,19 | 25,84 |
| Самолётное переговорное устройство | СПУ-7 | 2,41 | 1,64 | 0,66 |
| Авиационная гарнитура | ГСШ-А-18 | 1,32 | 1,36 | 1,66 |

Окончание таблицы 4

| Наименование изделия | Шифр | $\omega_0 \cdot 10^{-5}$, 2020 | $\omega_0 \cdot 10^{-5}$, 2021 | $\omega_0 \cdot 10^{-5}$, 2022 |
|------------------------------|--------------------------------|---------------------------------|---------------------------------|---------------------------------|
| КВ радиостанция «Ядро-1А1» | Блок Б10Б-ЯР1 | 4,61 | 3,27 | 4,97 |
| | Блок Б18-ЯР1 | 8,55 | 4,91 | 4,97 |
| | Блок Б1-ЯР11 | 69,09 | 62,21 | 61,61 |
| | Блок Б4-ЯР1 | 15,13 | 12,28 | 23,85 |
| | Блок Б5-ЯР1 | 7,90 | 15,55 | 13,91 |
| | Блок Б7А1-ЯР1 | 2,63 | 2,05 | 1,99 |
| | Тросовая антенна | 1,97 | 0,41 | 2,98 |
| КВ радиостанция «Прима КВ» | Блок Б1А-ПРК | 0,66 | 0,82 | 0,99 |
| | Блок Б5А1-ПРК1 | 0,66 | 0,82 | 0,00 |
| УКВ радиостанция «Баклан-20» | Приёмопередатчик ПП «Баклан» | 13,16 | 11,46 | 8,94 |
| | Антенна АШВ-50 | 0,66 | 5,73 | 2,98 |
| | Антенна АШС-1 | 6,25 | 5,32 | 3,97 |
| УКВ радиостанция «Орлан-85» | ПДУ-46 | 1,32 | 0,00 | 1,99 |
| | Приёмопередатчик ПП «Орлан-85» | 2,63 | 2,46 | 1,99 |
| | Антенна АШВ-75 | 0,66 | 0,00 | 0,00 |
| Речевой информатор П-507М | П-507 | 1,32 | 0,00 | 0,00 |
| Речевой информатор Ри-65 | РИ-65 | 13,82 | 6,55 | 10,93 |
| Магнитофон | П-503Б | 13,16 | 5,73 | 8,94 |
| Магнитофон | МС-61 | 48,03 | 53,20 | 32,79 |
| Радиостанция | Р855А1 | 1,32 | 0,82 | 0,99 |

Из представленных в табл. 4 данных видно, что наиболее низкую надёжность имеют блоки Б1-ЯР11, Б4-ЯР1, Б5-Яр1 связной коротковолновой (КВ) радиостанции «Ядро-1А1», магнитофон МС-61, аварийный маяк АРМ-406 и приёмопередатчик командной ультракоротковолновой (УКВ) радиостанции «Баклан-20». Значительного роста количества отказов изделий не наблюдается.

Средняя наработка на отказ КВ радиостанции «Ядро-1А1» за рассматриваемый период составила 5561,9 ч, что соответствует фактическому уровню надёжности $0,160 \cdot 10^{-3}$.

Для УКВ радиостанции «Баклан-20» средняя наработка на отказ за рассматриваемый период составила 7788,7 ч, что соответствует фактическому уровню надёжности $0,0704 \cdot 10^{-3}$.

У магнитофона «МС-61» и аварийного радиомаяка «АРМ-406П» средняя наработка на отказ составила 2791,6 ч и 7071,2 ч соответственно, из чего следует, что фактический уровень надёжности для МС-61 равен $0,456 \cdot 10^{-3}$ а для АРМ-406П – $0,147 \cdot 10^{-3}$.

Значения параметров суммарного потока отказов носят постоянный характер, за исключением блока Б4-Яр1 из состава КВ радиостанции «Ядро-1А1» и аварийного радиомаяка АРМ-406П, у которых наблюдается незначительный рост числа отказов со временем, и не превышают заданного значения 10^{-3} .

Анализ сведений об авиационных инцидентах за рассматриваемый период эксплуатации показал, что был зарегистрирован один авиационный инцидент 29.08.2020, связанный с отказом приёмопередатчика «Баклан-20» № 88902 (наработка с начала эксплуатации (СНЭ) 9370 ч,

наработка после последнего ремонта (ППР) 43 ч), причиной отказа которого явилось образование конденсата в негерметичном корпусе приёмопередатчика. Возникновение вышеописанного отказа не привело к возникновению особой ситуации хуже, чем УУП.

Таблица 5

Система 031 «Автономные приборы»

| Наименование изделия | Шифр | $\omega_0 \cdot 10^{-5}$, 2020 | $\omega_0 \cdot 10^{-5}$, 2021 | $\omega_0 \cdot 10^{-5}$, 2022 |
|----------------------|--------|---------------------------------|---------------------------------|---------------------------------|
| Авиационные часы | АЧС-1М | 33,56 | 31,10 | 28,82 |

Табл. 5 показывает, что на протяжении рассматриваемого периода значение параметра потока отказов изделий системы 031 носит постоянный характер.

Средняя наработка на отказ авиационных часов АЧС-1М составляет 3176,06 ч, что соответствует фактическому уровню надёжности $0,328 \cdot 10^{-3}$ и не превышает заданного значения. Отказ автономных приборов не приводит к возникновению особой ситуации хуже, чем УУП.

В период с 2020 по 2022 г. авиационных событий по причине отказов автономных приборов зарегистрировано не было.

Таблица 6

Система 034 «Пилотажно-навигационные приборы»

| Наименование изделия | Шифр | $\omega_0 \cdot 10^{-5}$, 2020 | $\omega_0 \cdot 10^{-5}$, 2021 | $\omega_0 \cdot 10^{-5}$, 2022 |
|-------------------------------------|--|---------------------------------|---------------------------------|---------------------------------|
| Авиагоризонт | АГБ-3К | 14,81 | 18,42 | 8,94 |
| Блок сигнализации предельных кренов | БСПК-1 | 7,24 | 9,82 | 12,92 |
| Вариометр | ВР-10МК | 1,32 | 0,82 | 0,00 |
| Высотомер двухстрелочный | ВД-10К | 1,65 | 5,73 | 3,48 |
| Выключатель коррекции | ВК-53 – (РВ, РШ); ВК-53Э – (РВ, РШ) | 11,19 | 9,00 | 7,45 |
| Гироагрегат | ГА-6 | 9,21 | 9,00 | 7,95 |
| Автомат согласования | АС-1 | 3,29 | 3,27 | 3,97 |
| Коррекционный механизм | КМ-8 | 5,26 | 4,09 | 3,97 |
| Приёмник воздушного давления | ПВД-6М | 0,99 | 1,23 | 0,99 |
| Термометр внутрикабинный | ТВ-45 | 0,00 | 1,64 | 1,99 |
| Указатель скорости | УС-450К | 1,65 | 0,82 | 1,49 |
| Электрический указатель поворота | ЭУП-53К | 19,08 | 18,01 | 24,84 |
| Указатель | УГР-4К | 1,32 | 0,41 | 0,99 |
| Компас магнитный жидкостный | КИ-13 | 2,63 | 1,64 | 0,99 |

Из табл. 6 следует, что наименьшую надёжность в системе 034 имеют следующие изделия: авиагоризонт АГБ-3К, блок сигнализации предельных кренов БСПК-1, электрический указатель поворота ЭУП-53К и выключатели коррекции типов ВК-53, ВК-53Э (РВ, РШ). Основной причиной отказов этих изделий является несовершенство конструктивных элементов.

Средняя наработка на отказ авиагоризонта АГБ-3К составила 6940,2 ч, что соответствует фактическому уровню надёжности $0,144 \cdot 10^{-3}$.

Для выключателей коррекции ВК-53, ВК-53Э (РВ, РШ) средняя наработка на отказ составила 10557,07 ч, что соответствует фактическому уровню надёжности $0,0947 \cdot 10^{-3}$.

У электрического указателя поворота ЭУП-53К и блока сигнализации предельных кренов БСПК-1 средняя наработка на отказ составила 4931,26 и 10410,44 ч соответственно, из чего следует, что фактический уровень надёжности для ЭУП-53К равен $0,0203 \cdot 10^{-3}$, а для БСПК-1 – $0,09606 \cdot 10^{-3}$.

Значения параметров суммарного потока отказов носят постоянный характер, за исключением блока сигнализации предельных кренов БСПК-1 и электрического указателя поворота ЭУП-53К, у которых наблюдается рост числа отказов со временем, и не превышают заданного значения 10^{-3} .

Анализ сведений об авиационных инцидентах за рассматриваемый период эксплуатации показал, что было зафиксировано 6 инцидентов, связанных с неисправностями изделий функциональной системы «Пилотажно-навигационные приборы». Два инцидента произошли из-за внутренних неисправностей авиагоризонтов АГБ-3К (23.12.2021 произошло разрушение сепаратора с дальнейшим заклиниванием подшипника гиromотора на АГБ-3К № 04088336 при наработках СНЭ 4210 ч и ППР 60 ч; 11.11.2021 произошёл обрыв обмотки управления мотора продольной коррекции на АГБ-3К № 01167975 при наработках СНЭ 2490 ч и ППР 355 ч), 4 инцидента произошло из-за отказа выключателя коррекции, вызванного: отказом гиromотора ГМА-4Ю1М 28.04.2020 на ВК-53Э-РВ № 0270280 при наработках СНЭ 17702 ч и ППР 1743 ч, дважды из-за неисправности контактной группы (07.03.2020 ВК-53Э-РВ № 0610805 при наработках СНЭ 9307 ч и ППР 2836 ч; 29.07.2020 ВК-53Э-РВ № 01001111 при наработках СНЭ 5935 ч и ППР 2691 ч), а также 10.05.2021 из-за невключения коррекции ВК-53Э-РВ № 0610805 при наработках СНЭ 9642 ч и ППР 325 ч вследствие его некорректной работы, причина которой не была установлена. Все отказы носят случайный характер и не зависят от наработки изделий.

Таблица 7

Система 110 «Радиоаппаратура вертолётовождения»

| Наименование изделия | Шифр | $\omega_0 \cdot 10^{-5}, 2020$ | $\omega_0 \cdot 10^{-5}, 2021$ | $\omega_0 \cdot 10^{-5}, 2022$ |
|----------------------|----------------|--------------------------------|--------------------------------|--------------------------------|
| Радиовысотомер | А-037 | 40,14 | 31,92 | 38,76 |
| Радиокомпас | АРК-15 (АРК-9) | 7,24 | 4,09 | 4,97 |
| Индикатор высоты | А-034 | 3,95 | 1,64 | 0,99 |
| Радиовысотомер | РВ-3 | 15,79 | 30,29 | 22,86 |
| Радиокомпас | АРК-У2 | 0,00 | 1,64 | 0,00 |

Как видно из табл. 7, параметр суммарного потока отказов изделий системы 110 носит практически постоянный характер. Наиболее низкую надёжность имеют радиовысотомер А-037 и радиовысотомер РВ-3.

Средняя наработка на отказ радиовысотомеров А-037 и РВ-3 составила 2696,23 ч и 4514,37 ч соответственно, из чего следует, что фактический уровень надёжности для радиовысотомера А-037 равен $0,371 \cdot 10^{-3}$, а для РВ-3 – $0,221 \cdot 10^{-3}$.

Значения параметров суммарного потока отказов носят постоянных характер и не превышают заданного значения 10^{-3} .

В период с 2020 по 2022 г. авиационных событий по причине отказов радиоаппаратуры вертолётостроения зарегистрировано не было.

За рассматриваемый период в функциональной системе 113 «Радиоаппаратура опознавания, оповещения и активного ответа» произошёл один отказ ответчика КТ-76С.

На основе анализа представленных в табл. 3–7 данных параметр потока отказов $\omega_0(t)$ для каждой из рассматриваемых систем и их отдельных блоков, в частности, остаётся на заданном уровне, за исключением блока Б4-Яр1 из состава КВ радиостанции «Ядро-1А1», аварийного радиомаяка АРМ-406П, блока сигнализации предельных кренов БСПК-1 и электрического указателя поворота ЭУП-53К, у которых наблюдается рост числа отказов со временем, и не превышает 10^{-3} .

По результатам обобщения опыта эксплуатации агрегатов и комплектующих изделий из состава ПНиРЭО за период с 2020 по 2022 г. 66,87 % всех отказов и неисправностей зафиксировано на земле, большинство из них были зафиксированы в процессе проведения оперативного технического обслуживания. В полёте отказы происходили в 33,13 % случаев. Больше всего отказов зафиксировано в функциональных системах связного оборудования и пилотажно-навигационного оборудования.

Заключение

Обобщение опыта эксплуатации агрегатов и комплектующих изделий ПНиРЭО вертолётов Ми-8Т показало, что оценка надёжности и отказов функциональных систем бортового оборудования позволяет выявить динамику изменения уровня надёжности изделий, возможность отклонения от нормальной эксплуатации агрегатов и принять меры при увеличении потока отказов.

Для всех рассмотренных систем уровень надёжности изделий сохраняется на заданном значении. Исключением стали только блок Б4-Яр1 из состава КВ радиостанции «Ядро-1А1», аварийный радиомаяк АРМ-406П, блок сигнализации предельных кренов БСПК-1 и электрический указатель поворота ЭУП-53К. У всех перечисленных изделий за рассмотренный период наблюдается рост числа отказов со временем.

Для повышения надёжности рекомендуется провести работы по изучению:

- возможности замены радиостанций «Баклан-20», «Ядро-1А1» и радиовысотомера РВ-3 на более современные аналоги с последующей разработкой и выпуском эксплуатационных бюллетеней;

- целесообразности установки второго ВК-53, ВК-53Э (РВ, РШ) на всём парке вертолётов типа Ми-8Т.

Результат проведённого обобщения позволяет сделать вывод о возможности продолжения эксплуатации изделий ПНиРЭО вертолётов Ми-8Т с установленными ресурсами и сроками службы, при условии проведения их индивидуального подтверждения в порядке, предусмотренном бюллетенем № ТМ3208-БЭ-Г, и проведении технического обслуживания в соответствии с действующей эксплуатационной документацией.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Отчёт «Обобщение опыта эксплуатации пилотажно-навигационного и радиоэлектронного оборудования вертолётов типа Ми-8Т за период 2020–2022 гг». Москва: ФГУП ГосНИИ ГА, 2024. 36 с.
2. Барзилович Е. Ю., Савенков М. В. Статистические методы оценки состояния авиационной техники. Москва: Транспорт, 1987. 237 с.

3. Воробьёв В. Г., Зыль В. П., Кузнецов С. В. Основы теории технической эксплуатации пилотажно-навигационного оборудования. Москва: Транспорт, 1999. 335 с.
4. Чернов Г., Мозес Л. Элементарная теория статистических решений. Москва: Советское радио, 1962. 406 с.

References

1. Report “Generalising the experience in the operation of flight and navigation equipment and avionics equipment on Mi-8T helicopters over the period of 2020-2022”. Moscow, FGUP GosNII GA, 2024, 36 p. (In Russ.)
2. Barzilovich E. Yu., Savenkov M. V. *Statistical methods of estimation of aviation equipment condition*. Moscow, Transport Publ., 1987, 237 p. (In Russ.)
3. Vorobyov V. G., Zyl V. P., Kuznetsov S. V. *Fundamentals of the theory of technical operation of flight and navigation equipment*. Moscow, Transport Publ., 1999, 335 p. (In Russ.)
4. Chernov G., Mozes L. *Elementary theory of statistical decisions*. Moscow, Sovetskoe radio Publ., 1962, 406 p.

Информация об авторах

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

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

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

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

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

Authors information

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

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

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

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

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

Статья поступила в редакцию 24.09.2024 одобрена после рецензирования 06.12.2024; принята к публикации 13.12.2024.

The article was submitted on 24.09.2024; approved after reviewing 06.12.2024; accepted for publication 13.12.2024.

Обзорная статья
УДК 629.735.072.8.08

ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЕРТНОЙ ЛЁТНОЙ ОЦЕНКИ ТРЕНАЖЁРА

С. Е. КОЛЬЦОВ¹, В. В. ШИТЛОВИЧ², И. П. ЧАЛИК¹

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

² Публичное акционерное общество «Яковлев», Москва, Россия

Аннотация. При авиационных происшествиях по-прежнему высокой остаётся доля их причин, обусловленных ошибками, и опосредованно – личностным фактором, существенное влияние на который оказывает качество подготовки лётного и инженерно-технического персонала. Для повышения качества обучения и практической подготовки необходимо оснащение учебных заведений и центров гражданской авиации эффективными техническими средствами, включая тренажёрные устройства имитации полёта. Качество и эффективность тренажёров определяется при проведении их испытаний на соответствие требованиям, предусмотренным техническими заданиями. Особенность испытаний тренажёрной техники заключается в её оценивании по объективным и субъективным критериям, при этом определяющее значение имеет экспертная лётная оценка характеристик воздушных судов (ВС), имитируемых на тренажёре. Авторами для различного типа тренажёров проведены испытания, в процессе которых приобретён и накоплен опыт, позволяющий сформулировать некоторые особенности экспертной лётной оценки тренажёров и рекомендации по совершенствованию методики её выполнения. Основные принципы и положения, которые следует применять в авиационной деятельности, основываются на инженерно-психологических исследованиях, методах экспертного оценивания, теории нечётких множеств с использованием лингвистической переменной.

Ключевые слова: гражданская авиация, воздушное судно, экипаж, тренажёр, имитация полёта, информационная модель, методика лётной оценки, эксплуатация авиационной техники

Для цитирования: Кольцов С. Е., Шитлович В. В., Чалик И. П. Особенности экспертной лётной оценки тренажёра // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 48. С. 74–80.

FEATURES OF THE EXPERT FLIGHT EVALUATION OF THE SIMULATOR

S. E. KOLTSOV¹, V. V. SHITLOVICH², I. P. CHALIK¹

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

² Public Joint Stock Company “Yakovlev”, Moscow, Russia

Abstract. The proportion of causes caused by a personal factor remains high in aviation accidents, while the quality of training of flight and engineering personnel has a significant impact. One of the ways to improve the quality of education and practical training is to equip educational institutions and civil aviation centers with effective technical means of education and training, including flight simulation simulators. The quality and effectiveness of simulators is determined when they are tested for compliance with the requirements provided for in the technical specifications. The peculiarity of testing simulator equipment is to perform assessments according to objective and subjective criteria, while the expert flight assessment of the characteristics of aircraft simulated on the simulator is of decisive importance. The authors conducted tests of various types

of simulators, during which they acquired and accumulated experience that allows them to formulate some features of the expert flight evaluation of simulators and recommendations for improving the methodology of its implementation. The basic principles and provisions that should be applied in aviation activities are based on engineering and psychological research, expert assessment methods, and the theory of fuzzy sets using a linguistic variable.

Keywords: civil aviation, aircraft, crew, simulator, flight simulation, information model, flight assessment methodology, operation of aviation equipment

For citation: Koltsov S. E., Shitlovich V. V., Chalik I. P. Features of the expert flight evaluation of the simulator. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no. 48, pp. 74–80. (In Russ.)

Введение

В соответствии с Приказом Минтранса России от 8 февраля 2019 г. № 46¹ для получения допуска Росавиации к применению эксплуатант осуществляет оценку тренажёра, важной частью которой является его лётная оценка, проводимая пилотами-инструкторами или лётчиками-испытателями, имеющими право на выполнение полётов на типе (виде) ВС, имитируемом тренажёром. Критерии лётных оценок на соответствие типу тренажёров самолётов и вертолётов содержатся в табл. С1 и С2 приложения 2 к ФАП-229².

Основными нормативными и методическими документами, регламентирующими требования к тренажёрным устройствам имитации полёта и порядку их применения, кроме ФАП-229, являются Руководство ИКАО [1] и Инструкция по сертификации³.

Однако действующие нормативные документы не содержат конкретных и однозначных указаний о порядке, процедурах и методологии проведения субъективных лётных оценок характеристик ВС, имитируемых на тренажёре.

Опыт проведения авторами испытаний авиационных тренажёров КТС Ил-96-300, КТС Ту-204, КТС Ан-148, КТС SSJ-100, ТЛ-410, КТВ Ми-8, КТВ Ми-26Т, КТВ Ми-171 позволяет обобщить и сформулировать их некоторые особенности для использования в авиационной деятельности.

Основные аспекты проведения лётной оценки авиационных тренажёров

При квалификационных испытаниях тренажёрных устройств имитации полёта используются количественные и качественные оценки. Первые определяются проведением объективных испытаний, показывающих соответствие моделирования характеристик ВС; вторые являются результатами функциональных и субъективных испытаний, демонстрирующих насколько точно, с точки зрения пилота, тренажёр отражает физические свойства моделируемого ВС как объекта управления при эксплуатации авиационной техники. Объективная и функциональная оценки проводятся на основании сравнения с базовыми параметрами, полученными на самолёте (вертолёте), и принципами функционирования систем ВС, описанными в руководствах по их лётной эксплуатации.

¹ Приказ Минтранса России от 08.02.2019 № 46 «Об утверждении Порядка допуска к применению тренажёрных устройств имитации полёта, применяемых в целях подготовки и контроля профессиональных навыков членов лётных экипажей гражданских воздушных судов».

² Федеральные авиационные правила от 12.07.2019 № 229 «Требования к тренажёрным устройствам имитации полётной, применяемым в целях подготовки и контроля профессиональных навыков членов лётных экипажей гражданских воздушных судов».

³ Инструкция по сертификации пилотажных тренажёров (Certification Specification for Aeroplane Flight Simulation Training Devices) CS-FSTD (A).

Субъективная оценка является интегрированной и даётся пилотом-экспертом на основе его опыта и квалификации, а также ощущений, позволяющих выстроить профиль полёта и оценить имитируемые характеристики на тренажёре. Наличие психологической составляющей приводит к различиям в экспертных мнениях относительно сходства пилотажных характеристик тренажёра с характеристиками имитируемого ВС [2].

Согласование мнений различных экспертов при комплексной оценке конкретного тренажёра позволило бы присвоить субъективной оценке числовое значение. Для решения этой задачи необходимо разработать методику по оценке качества имитации на тренажёрах характеристик реальных объектов с использованием применимого в этом случае математического аппарата.



Рис. 1. Структура информационной модели комплексного тренажёра

В соответствии с действующей практикой лётная оценка охватывает широкий круг конкретных характеристик информационной модели (рис. 1), начиная от внешнего вида пультов и приборных панелей и заканчивая параметрами модели при имитации особых случаев полёта.

Структура лётной оценки предусматривает формирование общей оценки по видам деятельности (эксплуатация систем, пилотирование, навигация, ведение связи) и блокам действий, а также формулирование конкретных недостатков информационной модели. Недостатки, отмеченные в лётной оценке, как правило, составляют наиболее важную часть общего перечня недостатков по результатам испытаний конкретного тренажёра.

При испытаниях отмечают недостатки трёх видов:

- 1) информационная ситуация не моделируется на тренажёре;
- 2) неправильное или неточное воспроизведение информационной ситуации;

3) информационная модель не работает вследствие отказа какого-либо оборудования.

Оценка качества информационной модели даётся в словесной форме с применением нечётких квантификаторов и модификаторов [3]. В таблице приведены типовые оценки соответствия, характерные для экспертной лётной оценки тренажёра.

Типовые оценки соответствия

| Оценки соответствия | Оценки несоответствия |
|--|--|
| <ul style="list-style-type: none"> - соответствует реальному - воспроизводится с достаточной точностью - моделируется достаточно хорошо - близко к реальному - в близком соответствии - похоже на реальность - в основном соответствует - имитируется в основном правильно - имитируется в основном удовлетворительно - в основном приемлемо | <ul style="list-style-type: none"> - чрезмерно большой (малый) - излишне большой - слишком большой - существенно больше (меньше) - несколько больше - занижен - незначительно завышен - слабее, чем на реальном самолёте (вертолёте) |

Экспертная оценка тренажёра имеет ряд характерных особенностей:

- а) носит сравнительный характер;
- б) не только определяет степень соответствия, но и содержит решение о его достаточности (*соответствует, достаточно хорошо, приемлемо, близко, похоже*);
- в) зачастую содержит ограничение «в основном», определяемое наличием недостатков, не влияющих существенно на общую оценку;
- г) для оценки несоответствия используются модификаторы (*чрезмерно, излишне, слишком, несколько, незначительно*), позволяющие точно дифференцировать лингвистическую оценку различий.

Применение экспертами-испытателями нечётких формулировок объясняется с позиций инженерно-психологических исследований. Для сравнения информационной модели «полёта» на тренажёре и характеристик реального полёта эксперт-испытатель использует в качестве базовой индивидуальную концептуальную модель, характеристики которой невозможно определить количественно. Естественно, что и различия между концептуальной и информационной моделью (на тренажёре) не имеют количественной оценки.

Отметим принципиальное отличие экспертной оценки характеристик, имитируемых на тренажёре, от лётной оценки ВС, которое обусловлено различием в целях этих оценок. Лётная оценка ВС имеет целью выявление недостатков, которые влияют на уровень безопасности полёта, на «комфортность» управления. Оценка строится на базе шкал типа «хорошо – плохо» или «приемлемо – неприемлемо», к которым относятся известные шкалы оценок Купера-Харпера, Андреева А. В., Цуварёва В. И. [4].

Лётная оценка тренажёра по своей сущности – экспертная оценка степени сходства между двумя системами. Даже если характеристики конкретного ВС на каком-то режиме имеют особенности, они должны точно воспроизводиться на тренажёре. Поэтому для экспертной оценки тренажёра наиболее целесообразно применение шкал типа «сходство – различие», а шкалы типа «хорошо – плохо» или «приемлемо – неприемлемо» могут рассматриваться только в том смысле, что большое сходство – хорошо, а большое различие – плохо.

Экспертная лётная оценка тренажёра на этапе его испытаний – это, как правило, не групповая, а индивидуальная оценка. Такое положение вызвано тем, что тренажёр создаётся практически одновременно с новым типом ВС, и к моменту начала его испытаний опыт полётов на

ВС имеют только испытательные экипажи предприятий-разработчиков и ФГУП ГосНИИ ГА. Что касается оценки характеристик ВС при полёте на критических режимах или при различных отказах функциональных систем, то опытом таких испытательных полётов обладают лишь некоторые пилоты-испытатели.

С точки зрения статистической теории экспертных оценок [4] единичная оценка едва ли может быть приемлема вследствие большой вероятности ошибки. На рис. 2 приведена зависимость величины средней групповой ошибки от числа экспертов в группе [5]. Средняя групповая ошибка оценивается как частное от деления половины доверительного интервала на среднюю оценку. Рис. 2 показывает, что ошибка единичной экспертной оценки вдвое превышает среднюю ошибку группы из восьми экспертов. Отсюда следует, что для обоснования методики такой оценки аппарат математической статистики неприменим.

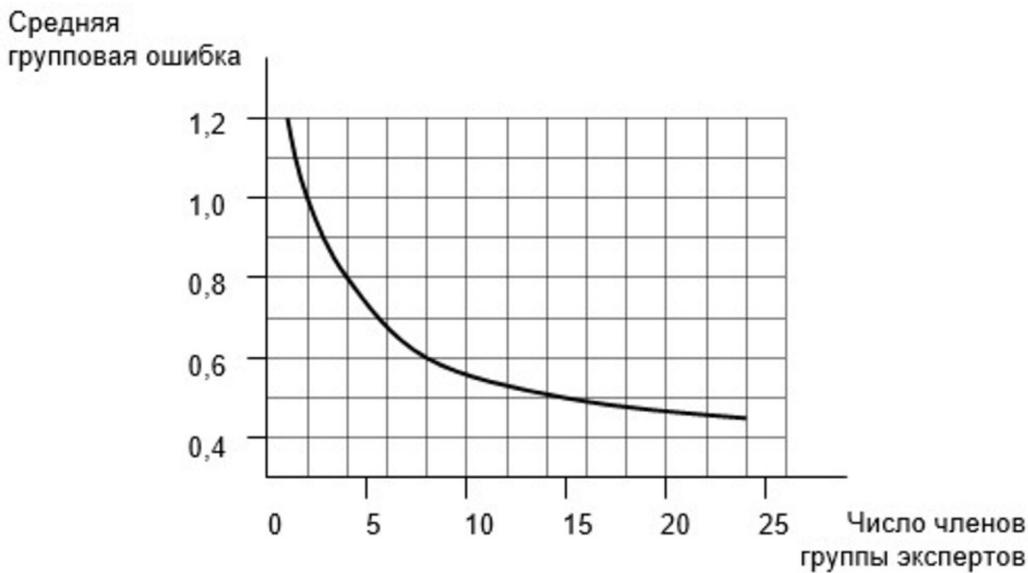


Рис. 2. Зависимость средней групповой ошибки группы экспертов от числа членов группы

Методология лётной оценки авиационных тренажёров

Задачу оценки информационной модели «полёт на тренажёре» можно сформулировать как определение различия между множеством элементов информационных моделей «полёта» на тренажёре и реального полёта, а сравнивая полученное значение различия с приемлемым (допустимым) значением возможно принять решение о степени их сходства [6].

Обозначим множество элементов информационной модели, реализованной в тренажёре, через M_T , а множество элементов реального полёта – через M_C . Оба эти множества являются подмножествами множества M , которое можно назвать информационной моделью полёта:

$$M_T \subseteq M \text{ и } M_C \subseteq M.$$

В идеальном случае множества M_T и M_C должны быть эквивалентны: $M_T \equiv M_C$. Различие между множествами определяется их симметрической разностью:

$$(M_T \setminus M_C) \cup (M_C \setminus M_T),$$

где знаком « \setminus » обозначена теоретико-множественная операция нахождения разности. В соответствии с концепцией теории множеств симметрическая разность обладает целым рядом важных свойств.

По определению множество ΔM называется симметрической разностью множеств M_T и M_C , и $x \in \Delta M$ в том и только в том случае, когда x принадлежит ровно одному из множеств M_T и M_C [6]:

$$\Delta M = M_T - M_C = \{x | (x \in M_T \text{ и } x \notin M_C) \text{ или } (x \notin M_T \text{ и } x \in M_C)\}.$$

Основные свойства ΔM :

- 1) $M_T - M_T = \emptyset$ (\emptyset – пустое множество); если $M_T - M_C = \emptyset$, то $M_T = M_C$;
- 2) $M_T - \emptyset = M_T$; если $M_T - M_C = M_T$, то $M_C = \emptyset$;
- 3) $M_T - M_C = M_C - M_T$ (свойство коммутативности симметрического вычитания);
- 4) $(M_T - M_C) - N = M_T - (M_C - N)$ (свойство ассоциативности симметрического вычитания);
- 5) $(M_T - M_C) \cdot N = (M_T \cdot N) - (M_C \cdot N)$ (свойство дистрибутивности симметрического вычитания относительно умножения).

Условия сходства информационных моделей можно записать в виде:

$$\Delta M = M_T - M_C \leq E_M,$$

где E_M – нормированная величина различий.

В практике экспертных оценок, проводимых качественными методами, используются шкалы порядка.

Качественная оценка не позволяет достоверно определить ни абсолютное, ни относительное значения различия. При качественном оценивании оказывается возможным лишь ранжировать результаты, то есть расставить их в порядке возрастания или убывания, приписав каждой группе элементов, близких по величине различий, определённый ранг.

Таким образом, качественное оценивание, с одной стороны, не может дать такую информацию, которая требовала бы применения шкалы, более информативной, чем шкала порядка. С другой стороны, шкала порядка может обеспечить проверку выполнения условия необходимого сходства, то есть позволяет решить конечную задачу оценки.

Заключение

При подготовке и внедрении нормативных документов, предусмотренных Федеральным законом от 8 августа 2024 г. № 289-ФЗ «О внесении изменений в Воздушный кодекс Российской Федерации и отдельные законодательные акты Российской Федерации» (ст. 54), необходимо учесть специфику разработки и испытаний тренажёрных устройств имитации полёта для вновь создаваемых и перспективных типов ВС, к которой относятся нехватка пилотов-экспертов и наличие особенностей характеристик, состава систем и оборудования новых ВС.

При проведении квалификационных испытаний каждого конкретного образца тренажёра имеется необходимость в разработке методики его лётной оценки по субъективным критериям с учётом характеристик реализуемой в нём информационной модели полёта, а также результатов (материалов) испытаний по объективным критериям.

Для уменьшения неопределённости экспертной лётной оценки целесообразно использование предварительно разработанных анкет, включающих перечни критериев оценки и ранговые шкалы. В структуру методики лётной оценки следует включить такие профильные разделы, как комплексная оценка имитации полёта на этапах предполётной подготовки и запуска двигателей, руления, взлёта, набора высоты и снижения, горизонтального полёта, полёта по кругу, захода на посадку, посадки и пробег; оценка имитации внекабинной визуальной обстановки, акселерационных эффектов и акустических шумов. С учётом практического опыта авторов материалы квалификационных испытаний тренажёров должны содержать исчерпывающие результаты и информацию для принятия решения о возможности их применения по программам подготовки авиаперсонала.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.
Conflict of interest. The authors declare no conflict of interest.

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. ИКАО Doc 9625 AN/938. Руководство по критериям квалификационной оценки авиационных тренажёров. Т. 1. Изд. 4. ИКАО. 2015. 770 с.
2. Доброленский Ю. П., Завалова Н. Д., Пономаренко В. А., Туваев В. А. Методы инженерно-психологических исследований в авиации. Москва: Машиностроение, 1975. 280 с.
3. Заде Л. Понятие лингвистической переменной и его применение к принятию приближённых решений. Москва: Мир, 1976. 167 с.
4. Бешелев С. Д., Гурвич Ф. Г. Математико-статистические методы экспертных оценок. Москва: Статистика, 1980. 263 с.
5. Бешелев С. Д., Гурвич Ф. Г. Экспертные оценки. Москва: Наука, 1973. 157 с.
6. Куратовский К., Мостовский А. Теория множеств. Москва: Мир, 1970. 416 с.

References

1. ICAO Doc 9625 AN/938. Manual of Criteria for the Qualification of Flight Simulation Training Devices Aeroplanes, vol. 1, fourth ed., ICAO, 2015, 616 p.
2. Dobrolensky Yu. P., Zavalova N. D., Ponomarenko V. A., Tuvaev V. A. *Methods of engineering and psychological research in aviation*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1975, 280 p. (In Russ.)
3. Zade L. *The concept of linguistic variable and its application to approximate decision making*. Moscow, Mir Publ., 1976, 167 p. (In Russ.)
4. Beshelev S. D., Gurvich F. G. *Mathematical and statistical methods of expert assessments*. Moscow, Statistika Publ., 1980, 263 p. (In Russ.)
5. Beshelev S. D., Gurvich F. G. *Expert assessments*. Moscow, Nauka Publ., 1973, 157 p. (In Russ.)
6. Kuratovsky K., Mostovsky A. *Set theory*. Moscow, Mir Publ., 1970, 416 p. (In Russ.)

Информация об авторах

Кольцов Сергей Евгеньевич, начальник отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, koltsov_se@gosniiga.ru

Шитлович Владимир Валерьевич, начальник отдела, Публичное акционерное общество «Яковлев», Москва, Россия, vladimir.shitlovich@yakovlev.ru

Чалик Игорь Петрович, исполняющий обязанности генерального директора, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, Chalik_IP@gosniiga.ru

Authors information

Koltsov Sergey E., Head of Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, koltsov_se@gosniiga.ru

Shitlovich Vladimir V., Head of Department, Public Joint Stock Company “Yakovlev”, Moscow, Russia, vladimir.shitlovich@yakovlev.ru

Chalik Igor P., Acting General Director, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, Chalik_IP@gosniiga.ru

Статья поступила в редакцию 20.02.2024; одобрена после рецензирования 07.11.2024; принята к публикации 13.11.2024.
The article was submitted 20.02.2024; approved after reviewing 07.11.2024; accepted for publication 13.11.2024.

Научная статья
УДК 629.735.45

КОНТРОЛЬ ВЗЛЁТНОЙ МАССЫ ВЕРТОЛЁТОВ МИ-8МТВ ПО ПАРАМЕТРАМ, РЕГИСТРИРУЕМЫМ СРЕДСТВАМИ ОБЪЕКТИВНОГО КОНТРОЛЯ

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

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

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

Аннотация. Исследованы возможности оценки фактической взлётной массы вертолёт на основе анализа параметров, регистрируемых штатными бортовыми средствами объективного контроля (СОК). Актуальность выполненных исследований обусловлена необходимостью контроля фактической взлётной массы вертолётов типа Ми-8МТВ в целях поддержания лётной годности и обеспечения безопасности полётов. По экспериментальным значениям параметров висения (328 точек) были изучены коэффициенты корреляции между параметрами, определяющими тягу силовой установки (оборотами турбокомпрессоров, температурой наружного воздуха и давлением аэродрома), скоростью и направлением ветра, работой противообледенительной системы (ПОС) и пылезащитного устройства (ПЗУ), шагом несущего винта (НВ) и значениями взлётной массы на висениях вне влияния воздушной подушки. В результате исследований авторами получен алгоритм для расчёта взлётной массы по шагу НВ на висении, проведена апробация алгоритма на пяти экземплярах Ми-8МТВ, находящихся в эксплуатации. Разработанный алгоритм позволяет выявлять случаи существенного (>500 кг) превышения фактической взлётной массы над записанной в эксплуатационной документации (ЭД) и систематические ошибки регистрации шага НВ; контролировать достоверность регистрации значений взлётной массы в паспортных данных при использовании вертолёт в полётах без предельной загрузки.

Ключевые слова: вертолёт Ми-8МТВ, воздушное судно, лётная годность, взлётная масса, шаг несущего винта, висение, средства объективного контроля, эксплуатация авиационной техники

Для цитирования: Масленникова Г. Е., Дмитриева С. В., Тажетдинов Р. Р. Контроль взлётной массы вертолётов Ми-8МТВ по параметрам, регистрируемым средствами объективного контроля // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 48. С. 81–89.

CONTROL OF TAKE-OFF WEIGHT OF MI-8MTV HELICOPTERS BY PARAMETERS RECORDED BY MEANS OF OBJECTIVE CONTROL

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

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

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

Abstract. This article is dedicated to the research of the possibility of assessing the actual take-off weight of a helicopter based on the analysis of parameters recorded by standard on-board objective control

means. The relevance of the research performed is due to the need for external control of the actual take-off weight of Mi-8MTV helicopters in order to maintain airworthiness and flight safety. According to experimental data on hanging parameters (328 points), correlation coefficients were studied between the parameters that determine the thrust of the power plant (turbocompressor speed, airfield temperature and pressure, wind speed and direction, operation of the anti-icing system and dust protection device, main rotor pitch) and take-off weight values on hanging without air cushion influence. As a result of research, the authors obtained a standard model for calculating the take-off weight, associated only with the main rotor pitch. Further, the developed model was tested for five copies of Mi-8MTV helicopters in operation. The developed algorithm for controlling the take-off weight by the value of the main rotor pitch on hanging makes it possible to identify cases of significant excess of the actual take-off weight over that recorded in the operational documentation, to identify systematic errors in recording the main rotor pitch, and also to monitor the accuracy of recording the take-off weight in passport data when using the helicopter in flights without maximum load.

Keywords: helicopter Mi-8MTV, aircraft, airworthiness, take-off weight, main rotor pitch, hanging, means of objective control, aircraft operation

For citation: Maslennikova G. E., Dmitrieva S. V., Tazhetdinov R. R. Control of take-off weight of Mi-8MTV helicopters by parameters recorded by means of objective control, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no. 48, pp. 81–89. (In Russ.)

Введение

Взлётная масса любого типа летательного аппарата тяжелее воздуха ограничена двумя характеристиками – прочностью и тяговооружённостью. При этом прочностные ограничения практически не связаны с внешними условиями по температуре и давлению, а ограничения по тяговооружённости существенно зависят от величины тяги при фактических условиях полёта. Для некоторых типов вертолётов существует довольно широкий диапазон допустимых условий эксплуатации, когда фактическая тяговооружённость позволяет эксплуатировать вертолёт с массой, превышающей действующие ограничения по прочности. Примером может служить широко распространённый вертолёт типа Ми-8МТВ [1], фактическая тяга которого в условиях пониженных температур наружного воздуха при давлении, незначительно отличающемся от 760 мм рт. ст. (уровень мирового океана), превышает прочностное ограничение максимально-допустимой взлётной массы 13000 кг. Однако использование избыточной тяговооружённости для повышения эффективности эксплуатации чревато сокращением ресурса силовых элементов конструкции и в первую очередь стоек шасси, а это уже прямая угроза обеспечению безопасности полёта. Таким образом, задача внешнего контроля фактической взлётной массы Ми-8МТВ актуальна с точек зрения поддержания лётной годности¹ и обеспечения безопасности полётов [2].

Вопросы контроля взлётной массы по параметрам, регистрируемым СОК, успешно решались при эксплуатации самолётов Ту-154М с увеличенной до 104 т взлётной массой [3]. Расчёт вёлся на основе зависимости коэффициента подъёмной силы C_y от угла атаки. Настоящая статья посвящена исследованию возможности оценки фактической взлётной массы вертолёта на основе анализа параметров, регистрируемых штатными бортовыми СОК типов БУР или СДК-8 при эксплуатации авиационной техники.

¹ Федеральные авиационные правила «Требования к лётной годности гражданских воздушных судов. Форма и порядок оформления сертификата лётной годности гражданского воздушного судна. Порядок приостановления действия и аннулирования сертификата лётной годности гражданского воздушного судна», утверждены приказом Минтранса России от 27.11.2020 № 519 (с изменениями и дополнениями от 13 июля, 22 ноября 2021 г.).

Выбор параметров, однозначно связанных с фактической взлётной массой вертолёта

Режим висения вертолёта без влияния воздушной подушки подразумевает равенство тяги НВ и взлётной массы вертолёта. Оценка взлётной массы возможна именно на этом режиме [4], для этого необходимо проанализировать параметры, непосредственно связанные с тягой силовой установки. Согласно данным Руководства по лётной эксплуатации (РЛЭ) [1] величина тяги на висении зависит не только от оборотов турбокомпрессоров, но и от внешних условий (температура наружного воздуха и давление аэродрома), скорости и направления ветра, включения и выключения ПОС и ПЗУ. При этом тяга создаётся лопастями НВ, работающими по тому же принципу, что и неподвижное крыло самолёта, где подъёмная сила в линейной зоне пропорциональна углу атаки крыла. Аналогом угла атаки крыла для тяги НВ вертолёта является шаг винта. Таким образом, на первом этапе разработки алгоритма на массиве данных о висениях Ми-8МТВ, полученном в ходе работ по оценке основных лётных характеристик в процедуре сертификации экземпляра воздушного судна [5], были изучены коэффициенты корреляции между перечисленными выше параметрами, определяющими тягу силовой установки [6], и значениями взлётной массы на висениях вне влияния воздушной подушки. Исследования проводились на массиве, содержащем 328 экспериментальных точек, результаты исследования приведены в табл. 1.

Таблица 1

Коэффициенты корреляции взлётной массы на висениях с параметрами, определяющими тягу НВ

| Параметры | Коэффициенты корреляции |
|-------------------------------|-------------------------|
| Шаг НВ | 0,573 |
| Обороты турбокомпрессоров | 0,248 |
| Температура наружного воздуха | -0,027 |
| Давление аэродрома | 0,022 |
| Скорость встречного ветра | -0,095 |
| Работа ПОС | -0,029 |
| Работа ПЗУ | -0,063 |

Значимые коэффициенты корреляции в табл. 1 показывают наличие связи взлётной массы с оборотами турбокомпрессоров и шагом НВ, при этом коэффициент корреляции с шагом НВ более чем в два раза превышает коэффициент корреляции с оборотами турбокомпрессора.

Это объясняется тем, что на режиме висения вес вертолёта уравнивается тягой силовой установки, которая пропорциональна мощности. Но мощность существенно изменяется в зависимости от температуры наружного воздуха и давления аэродрома, наличия отборов (работа ПОС и ПЗУ), скорости и направления ветра (для висения со встречным ветром требуется меньшая мощность, чем для висения с попутным). При этом именно шаг НВ создаёт тягу, которая соответствует мощности силовой установки в фактических условиях висения. А поскольку именно тяга уравнивает вес вертолёта, то и связь шага НВ с массой на висении является более тесной, чем связь массы с оборотами.

Проведём анализ остатков линейной модели взлётной массы, представив её сначала как функцию оборотов турбокомпрессоров, а затем – как функцию шага НВ. Коэффициенты корреляции остатков линейной модели с внешними условиями на висении приведены в табл. 2.

Таблица 2

Коэффициенты корреляции взлётной массы на висениях с внешними условиями

| Модель взлётной массы | Температура наружного воздуха, от $-35\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $+39\text{ }^{\circ}\text{C}$ | Высота аэродрома, от -99 до 819 м | Скорость встречного ветра, от 0 до 10 м/с |
|-------------------------------|--|---------------------------------------|---|
| От оборотов турбокомпрессоров | -0,16 | -0,01 | -0,10 |
| От шага НВ | 0,12 | 0,06 | -0,04 |

Данные табл. 2 показывают, что значимым коэффициентом корреляции связаны только остатки модели, построенной по оборотам турбокомпрессора, с температурой наружного воздуха. Поскольку эта связь обусловлена плотностью воздуха, то она должна проявляться и для высоты аэродрома, но относительно небольшой диапазон высот в исследуемом массиве не даёт возможности в полной мере выявить это влияние. В то же время шаг несущего винта значимых коэффициентов корреляции с внешними условиями висения практически не имеет. Этот факт даёт возможность максимально упростить типовую модель для контроля взлётной массы, связав её только с одним параметром – шагом несущего винта.

При этом следует отметить, что согласно исследованиям, выполненным в ФГУП ГосНИИ ГА, среднестатистическое падение тяги вертолёта Ми-8МТВ при включении ПОС составляет 730 кг [5]. Так как эта величина весьма существенно может исказить результаты, то для расчёта взлётной массы по регистрируемым СОК параметрам авторами предложен изложенный далее алгоритм.

Алгоритм определения расчётной взлётной массы по шагу НВ

1. Определение шага НВ на висении вертолёта вне влияния земли.
2. Оценка массы вертолёта, пропорциональной шагу НВ на висении с выключенной ПОС.
3. Увеличение полученного значения взлётной массы на 730 кг в случае, если висение выполнялось с работающей ПОС.



Рис. 1. Распределение отклонений расчётного значения взлётной массы от паспортной (массив экспериментальных точек при оценке свободной тяги на висении)

Распределение отклонений паспортного значения взлётной массы (массы, записанной в паспорте к полётной информации БУР) от расчётного для описанного ранее массива, содержащего 328 экспериментальных точек, представлено на рис. 1. Основные параметры этого распределения – математическое ожидание и стандартное отклонение – составляют соответственно 163 кг и ± 753 кг. Отметим, что полученное распределение отклонений является более островерхим, чем нормальное, и ближе к распределению Лапласа, а 65 % точек попадает в диапазон отклонений ± 500 кг.

Для режима автоматизированного контроля взлётной массы по данным СОК, кроме непосредственного алгоритма расчёта, авторами предложен ещё и алгоритм поиска установившихся точек висения на записи рейсового полёта.

Для расчёта массы на висении выбирается участок установившегося висения вне зоны влияния воздушной подушки, удовлетворяющий следующим критериям: значение геометрической высоты более 17 м; барометрическая высота отличается от средней на участке не более чем на ± 10 м; приборная скорость менее 80 км/ч; геометрическая высота отличается от средней на участке не более чем на ± 4 м; обороты турбокомпрессоров для каждого двигателя отличаются от средних на участке не более чем на $\pm 0,5$ %; общий шаг НВ отличается от среднего на участке не более чем на $\pm 0,5$.

Результаты апробации разработанного алгоритма

Рассмотрим результаты расчёта фактической взлётной массы по описанному алгоритму для пяти экземпляров Ми-8МТВ, находящихся в эксплуатации, по данным 50 и более рейсовых полётов каждого экземпляра.

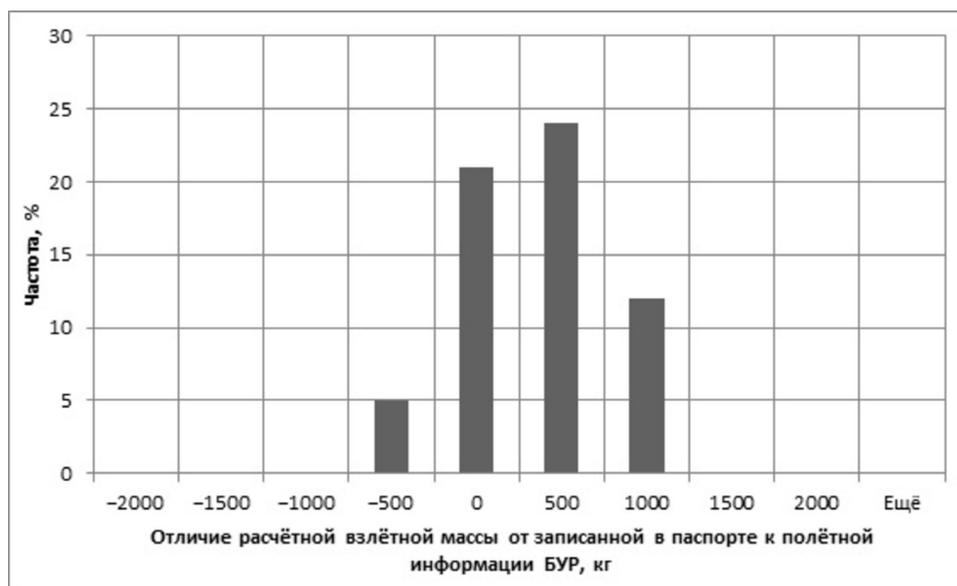


Рис. 2. Распределение отклонений для экз. 1

Для экз. 1 по рис. 2 видно, что в диапазон отклонений ± 500 кг попадает абсолютное большинство (81 %) анализируемых полётов. При этом в 12 полётах из 62 отличие расчётной массы от паспортной > 500 кг, то есть в этом случае либо имел место фактический перегруз, либо тарировочная характеристика канала регистрации шага НВ имела постоянное смещение.

Рис. 3 показывает, что для второго экземпляра Ми-8МТВ по данным 38 рейсовых полётов большая часть отклонений (76 %) попадает в диапазон ± 500 кг, что позволяет считать это стандартным отклонением. В данном случае также наблюдается выпадение из распределения двух

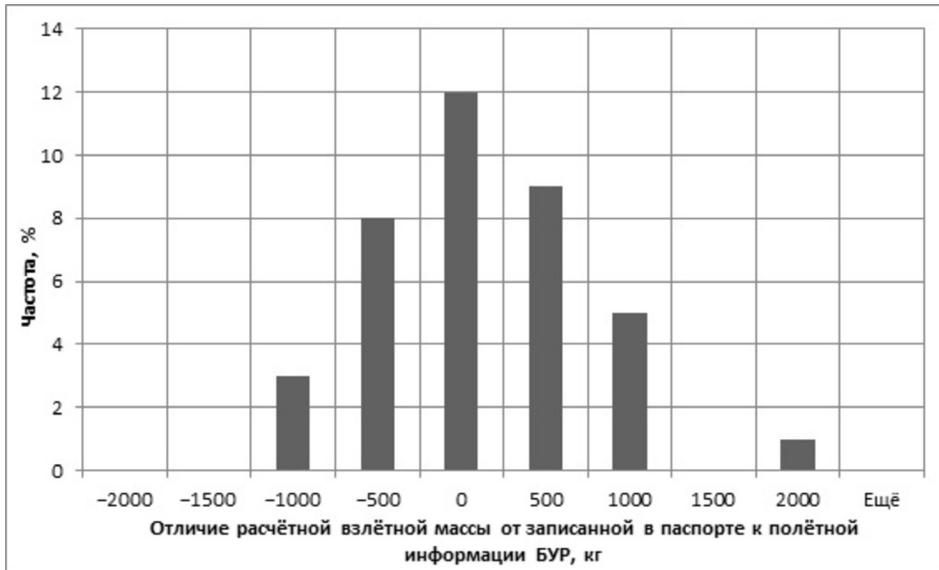


Рис. 3. Распределение отклонений для экз. 2

точек с отклонениями расчётной массы от паспортной ≈ 2000 кг, которые могут быть получены вследствие значительного превышения фактической взлётной массы над паспортным значением, тем более, что оба этих полёта выполнены один за другим в один день по непрерывному маршруту и могут являться следствием либо наличия неучтённого груза, либо неучтённого запаса топлива.

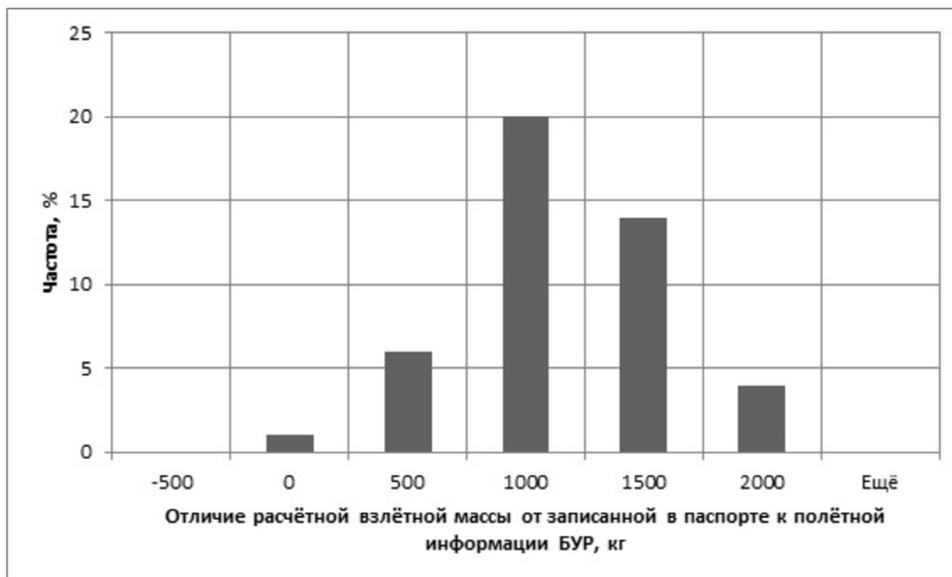


Рис. 4. Распределение отклонений для экз. 3

На рис. 4 представлено распределение отклонений по данным 45 полётов третьего экземпляра Ми-8МТВ, в котором также наблюдается смещение относительно нуля примерно на 1000 кг, при этом в диапазон ± 500 кг от смещённого значения попадает ≈ 89 % точек.

В распределении на рис. 5, построенном по данным обработки 50 рейсовых полётов четвёртого экземпляра Ми-8МТВ, большинство точек (68 %) показывают отклонения расчётной взлётной массы от паспортной в пределах ± 500 кг, однако и в этом случае с большой степенью вероятности можно предположить наличие перегруза в 5 полётах из 50 обработанных, так как отклонение расчётной массы от паспортной в них > 1500 кг.

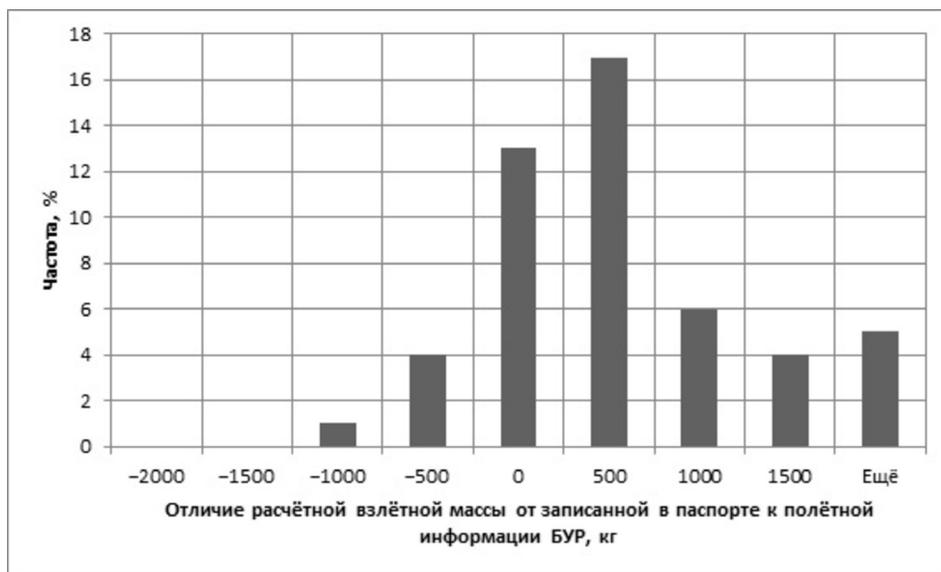


Рис. 5. Распределение отклонений для экз. 4

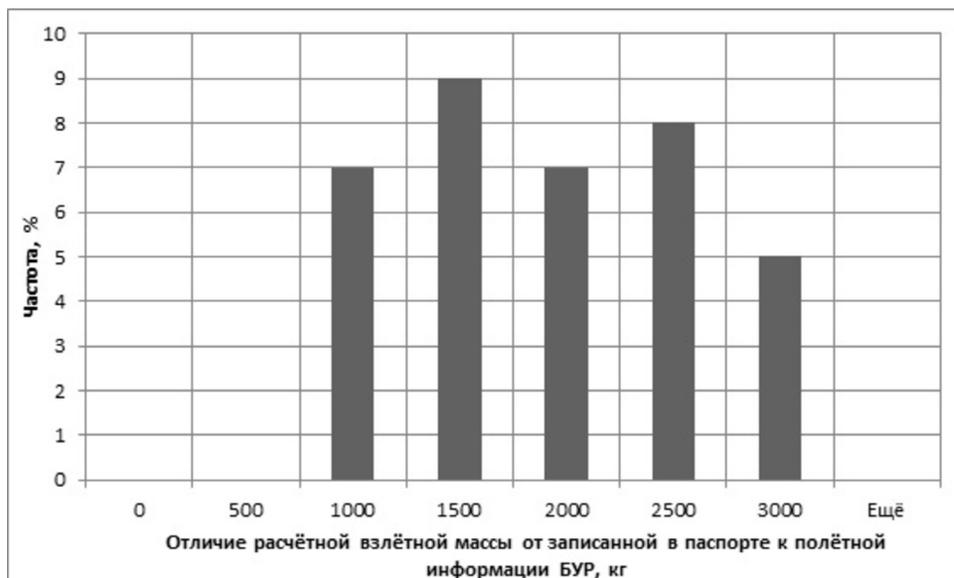


Рис. 6. Распределение отклонений для экз. 5

Распределение отклонений для данных пятого экземпляра (рис. 6) не имеет ни ярко выраженного максимума, ни диапазона, в который попадало бы большинство точек. При использовании разработанного алгоритма такой результат возможен только в случае, если значение взлётной массы, записанное в паспортных данных БУР, не имеет ничего общего с фактической взлётной массой вертолёта. Следует отметить, что среднее значение фактической массы по паспортным данным в анализируемых полётах для этого вертолёта составляет чуть <9000 кг, поэтому во всех случаях перегруза относительно ограничения по условиям прочности (13000 кг) не наблюдается.

Следует учесть, что при практическом внедрении разработанного алгоритма для используемых в нём косвенных измерений должны быть определены и аттестованы их метрологические характеристики с применением разработанных в [7, 8] методических подходов и организационных основ применительно для авиационной деятельности. Аттестация необходима для установления допустимых значений суммарных погрешностей косвенных измерений с учётом входящих в них составляющих.

Заключение

Разработанный алгоритм контроля взлётной массы по значению шага НВ на висении позволяет:

- выявлять случаи существенного превышения фактической взлётной массы над записанной в эксплуатационной документации;
- выявлять систематические ошибки регистрации шага НВ;
- контролировать достоверность регистрации величины взлётной массы в паспортных данных при использовании вертолёта в полётах без предельной загрузки.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Руководство по лётной эксплуатации вертолёта Ми-8МТВ. Минтранс России. Москва, 1994. 620 с.
2. Масленникова Г. Е. Контроль основных лётных характеристик в процедуре сертификации экземпляра ВС. В кн.: Научные труды ГосНИИГА. Москва: Воздушный транспорт, 2006. С. 71–79.
3. Масленникова Г. Е., Долгов А. В. Разработка программы контроля взлётной массы самолётов Ту-154 по параметрам, регистрируемым МСРП // Научный вестник МГТУ ГА. 2002. № 53. С. 72–76.
4. Артамонов Л. Т., Масленникова Г. Е. Типовая программа контрольного облёта вертолёта Ми-8МТВ для оценки соответствия основных лётных характеристик типовым // Инженерно-авиационный вестник. 2005. Вып. № 1(91). С. 10–12.
5. Масленникова Г. Е., Тажетдинов Р. Р. Обобщение результатов оценки основных лётных характеристик вертолётов Ми-8Т и Ми-8МТВ в процедуре сертификации экземпляра воздушного судна // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2018. № 23. С. 20–31.
6. Турбовальный двигатель ТВ3-117. Руководство по технической эксплуатации 078.00.5700 РЭ. Книга 1. Москва: Транспорт, 1986. 616 с.
7. Бोगоявленский А. А., Ермолаева О. Л. Метрологическое обеспечение работ по неразрушающему контролю и диагностированию авиационной техники // Научный вестник МГТУ ГА. 2012. № 175. С. 154–157.
8. Бोगоявленский А. А. К вопросу о достоверности оценки коэффициентов аэродинамического подобия боксов испытательных стендов мотороиспытательных станций авиационных ГТД // Авиакосмическое приборостроение. 2016. № 11. С. 52–56.

References

1. Mi-8MTV Flight Operation Manual. Ministry of Transport of the Russian Federation, Moscow, 1994, 620 p. (In Russ.)
2. Maslennikova G. E., Control of basic flight characteristics in the procedure for certification of the aircraft copy. In: *Scientific works of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, Moscow, *Vozdushnyj transport Publ.*, 2006, pp. 71–79. (In Russ.)
3. Maslennikova G. E., Dolgov A. V. Development of a program for control of take-off weight of Tu-154 aircraft by parameters recorded by MSRP. *Civil Aviation High Technologies*, 2002, no. 53, pp. 72–76. (In Russ.)
4. Artamonov L. T., Maslennikova G. E., Typical Mi-8MTV helicopter test flight program to assess the compliance of the main flight characteristics with the standard. *Inzhenerno-aviacionnyj vestnik*, 2005, no. 1(91), pp. 10–12. (In Russ.)
5. Maslennikova G. E., Tazhetdinov R. R., Synthesis of the results of the assessment of the main flight characteristics of Mi-8T and Mi-8MTV helicopters in the procedure of certification of the aircraft copy. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2018, no. 23, pp. 20–31. (In Russ.)

6. Turboshaft engine TV3-117. Maintenance Manual 078.00.5700 RE. Book 1, Moscow, Transport Publ., 1986, 616 p. (In Russ.)

7. Bogoyavlensiy A. A., Ermolaeva O. L. The metrological maintenance of works on nondestructive testing and diagnostics of aviation technique. *Civil Aviation High Technologies*, 2012, no. 175, pp. 154-157. (In Russ.)

8. Bogoyavlensiy A. A. To the question of the reliability of estimates of the coefficients aerodynamic of similarity of boxing to the test benches test station for aircraft GTE. *Aerospace instrument-making*, 2016, no.11, pp. 52–56. (In Russ.)

Информация об авторах

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

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

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

Authors information

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

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

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

Статья поступила в редакцию 07.11.2024; одобрена после рецензирования 13.12.2024; принята к публикации 19.12.2024

The article was submitted 07.11.2024; approved after reviewing 13.12.2024; accepted for publication 19.12.2024

Научная статья
УДК 351.814.2:658.512

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТЬЮ ПОЛЁТОВ НА ОСНОВЕ МЕТОДОВ ОРГАНИЗАЦИОННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

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

В. М. РУХЛИНСКИЙ¹, А. А. ХАУСТОВ², А. Б. ХАУСТОВА-ЗМЕТНАЯ²

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

² *Авиакомпания «Россия», Санкт-Петербург, Россия*

Аннотация. Результаты анализа состояния безопасности полётов (БП) в регионе СНГ отражают необходимость повышения результативности управления БП как на уровне отдельных поставщиков авиационных услуг (ПАУ), так и на уровне государств. С целью разрешения сложившейся ситуации в работе обсуждается возможность применения организационного проектирования для реализации и совершенствования систем управления БП (СУБП) ПАУ. Применение организационного проектирования предполагает рассмотрение системы менеджмента со стороны трёх подходов: гуманистического, эмпирического и инженерного. Гуманистический подход предполагает развитие культуры БП. Эмпирический подход заключается в выполнении обязательных требований к СУБП, а также в применении передовых отраслевых практик. Инженерный подход заключается в анализе данных о БП и оптимизации процессов. Отмечается, что инженерная составляющая СУБП ПАУ тесно связана с новым понятием Международной организации гражданской авиации (ИКАО) – «информационно-аналитическое обеспечение БП». Для каждого из подходов приведены примеры конкретных методов и инструментов для реализации, оценки результативности и совершенствования. Показана возможность применения предписывающего анализа для совершенствования инженерной составляющей СУБП. На примере ПАУ региона СНГ и корпорации Boeing проиллюстрирована необходимость сбалансированного применения всех трёх подходов организационного проектирования для реализации и совершенствования СУБП. Аналогично применению для СУБП методы организационного проектирования могут применяться для реализации и совершенствования государственных программ по БП.

Ключевые слова: организационное проектирование, инженерная составляющая СУБП, предписывающий подход, безопасность полётов, инжиниринг устойчивости, транспортные системы страны, гражданская авиация, воздушные суда

Для цитирования: Рухлинский В. М., Хаустов А. А., Хаустова-Зметная А. Б. Система управления безопасностью полётов на основе методов организационного проектирования // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 48. С. 90–101.

SAFETY MANAGEMENT SYSTEM BASED ON ORGANIZATIONAL DESIGN METHODS

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

V. M. RUKHLINSKIY¹, A. A. KHAUSTOV², A. B. KHAUSTOVA-ZMETNAYA²

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

² *Rossiya Airlines, Saint Petersburg, Russia*

Abstract. The results of the analysis of safety in the CIS region indicate the need to improve the effectiveness of safety management both at the level of individual aviation service providers (ASPs) and at the level of states in the region. In order to resolve the current situation, the paper discusses the possibility of using organizational design methods to implement and improve Safety Management Systems (SMS). The application of organizational design involves considering the management system from three approaches: humanistic, empirical and engineering. The humanistic approach involves the development of a Safety Culture. The empirical approach is to comply with mandatory SMS requirements as well as apply industry best practices. The engineering approach is to analyze safety data and optimize processes. It is noted that the engineering component of the SMS is closely related to the new concept of the International Civil Aviation Organization “safety intelligence”. For each approach, examples of specific methods and tools for implementation, performance measurement and improvement are provided. The possibility of using prescriptive analytics to improve the engineering component of SMS is shown. Using the example of the ASPs of the CIS region and the Boeing Corporation, the need for a balanced application of all three organizational design approaches for implementing and improving SMS is illustrated. Similar to SMS, organizational design methods can be used to implement and improve State safety programs.

Keywords: organizational design, SMS engineering component, prescriptive approach, resilience engineering, state transport systems, civil aviation, aircraft

For citation: Rukhlinskiy V. M., Khaustov A. A., Khaustova-Zmetnaya A. B. Safety management system based on organizational design methods. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no. 48, pp. 90–101. (In Russ.)

Введение

В современном мире приемлемый уровень БП в авиационной транспортной системе страны достигается посредством применения системного подхода к управлению БП как со стороны государства, так и со стороны отдельных организаций гражданской авиации (ГА) – ПАУ. В рамках регулирования авиационных транспортных систем государств-участников межгосударственного Соглашения о ГА и об использовании воздушного пространства (далее – Соглашение) к ПАУ предъявляются требования по реализации и совершенствованию СУБП. СУБП определяется ИКАО как системный подход к управлению БП, включая необходимую организационную структуру, иерархию ответственности, обязанности, руководящие принципы и процедуры¹.

Ведущие ПАУ государств-участников Соглашения проходят регулярные государственные и международные аудиты и проверки, в рамках которых верифицируется соответствие СУБП установленным требованиям. Факт успешного прохождения подобных проверок не гарантирует результативное функционирование СУБП и отсутствие у ПАУ авиационных событий (АС) с тяжёлыми последствиями. Об этом свидетельствует статистика авиационных происшествий (АП) и авиационных катастроф (АК) в ГА государств-участников межгосударственного Соглашения².

Распределение значений относительных показателей уровня БП за период с 2019 по 2023 год (в расчёте на 1 млн вылетов) на всех воздушных судах (ВС) ГА государств-участников Соглашения (без учёта авиации общего назначения) приведено на рисунке.

Анализируя эти данные можно отметить, что значение показателя «количество АП на 1 млн вылетов» в коммерческой ГА государств-участников Соглашения в 2023 году является лучшим

¹ Дос 9859 ИКАО. Руководство по управлению безопасностью полётов. Четвёртое издание. ИКАО, 2018. 218 с.

² Состояние безопасности полётов в гражданской авиации государств-участников Соглашения о гражданской авиации и об использовании воздушного пространства в 2023 г. Москва: МАК, 2024. 48 стр.



Распределение значений относительных показателей БП в регионе СНГ с 2019 по 2023 год

за пятилетний период 2019–2023 гг. Значение показателя «количество АК на 1 млн вылетов» практически не меняется и находится в диапазоне показателей указанного пятилетнего периода.

В отчётах по результатам расследований АП и АК, произошедших в коммерческой ГА государств-участников Соглашения в 2021–2023 гг., отмечаются недостатки функционирования СУБП³. В частности:

- низкий уровень внедрения эксплуатантом ВС СУБП и системы управления рисками;
- неэффективность СУБП операторов аэродромов;
- СУБП эксплуатантов ВС содержат, в основном, только общие положения и не адаптированы для реализации конкретных мероприятий, что не позволило своевременно выявить и устранить имеющиеся риски, влияющие на БП;
- добровольные сообщения содержат информацию о событиях, которые и так стали бы известными;
- рядовой состав ПАУ не вовлечён в СУБП.

Приведённые выше выдержки из отчётов по результатам расследований указывают на недостаточную результативность функционирования СУБП ПАУ в коммерческой ГА государств-участников Соглашения с точки зрения предъявляемых требований. Это свидетельствует о необходимости поиска новых решений для повышения результативности реализации и совершенствования СУБП ПАУ в коммерческой ГА государств-участников Соглашения.

В качестве операционного определения СУБП авторами применяется формулировка, согласно которой СУБП представляет собой динамическую систему менеджмента рисков, базирующуюся на принципах Системы менеджмента качества (СМК) по своей структуре, масштабируемую соразмерно эксплуатационным рискам конкурентной организации и применяемую в контексте культуры БП [1].

В стандарте ИСО 9000⁴ определены семь базовых принципов реализации СМК: ориентация на потребителя, лидерство, взаимодействие людей, процессный подход, улучшение, принятие решений, основанных на свидетельствах, менеджмент взаимоотношений. В [1] показана

³ Расследования авиационных происшествий и инцидентов // Межгосударственный Авиационный Комитет [Электронный ресурс]. URL: <https://mak-iac.org/rassledovaniya/> (дата обращения: 28.06.2024).

⁴ ГОСТ Р ИСО 9000-2015. Системы менеджмента качества. Основные положения и словарь. М.: Стандартинформ, 2015. 27 с.

применимость данных принципов к СУБП ПАУ. Ключевым как для СМК, так и для СУБП является принцип постоянного совершенствования, согласно которому организация должна постоянно фокусироваться на возможном совершенствовании.

В [2] в качестве комплексной научно обоснованной методологии реализации и совершенствования СМК рассматривается организационное проектирование. В настоящей статье обсуждается возможность применения организационного проектирования для повышения результативности реализации и совершенствования СУБП ПАУ.

Организационное проектирование систем менеджмента

Организационное проектирование заключается в проектировании оптимальной, сбалансированной бизнес-структуры организации и процесса её преобразования (совершенствования) в соответствии с поставленными целями с использованием системного подхода [2].

В рамках применения организационного проектирования обычно выделяют три класса подходов к развитию организаций или три составляющие системы менеджмента [2]:

1. Гуманистические – рассматривают организацию как социальный организм. В качестве методологической базы используется социология и психология. Базовым объектом и субъектом преобразования выступает личность. Совершенствование системы менеджмента осуществляется за счёт организации взаимодействия и мотивации каждого работника.

2. Эмпирические – заключаются в распространении отраслевого или функционального опыта. В качестве методологической базы используется концепция целостности эксплуатационной деятельности ПАУ, основанная на системе отраслевой практики и профессиональной подготовке. Эмпирический подход рассматривает организацию в качестве некоего аналога успешных ПАУ, в связи с этим данный подход является наиболее распространённым.

3. Инженерные – эволюционировали от методов создания сложных технических систем к применению в развитии организаций. Методологической базой инженерного подхода является теория систем, системный анализ. Инженерные подходы, исходя из представлений об информационно-технических системах, обеспечивают целостность проектных решений о перспективном устройстве организации. Совершенствование системы менеджмента осуществляется за счёт развития структуры информационных потоков и процессов ПАУ.

В [2] отмечается, что в методологии организационного проектирования ключевая роль принадлежит инженерному подходу. Однако для всестороннего развития систем менеджмента необходимо сбалансированное сочетание всех трёх составляющих, отражающих различные аспекты данной системы.

Далее определённые выше классы подходов будем интерпретировать в качестве составных частей системы менеджмента. В последующих разделах обсуждается применение организационного проектирования для реализации и совершенствования составных частей СУБП ПАУ.

Результаты

Гуманистический подход. Гуманистический подход разработки и совершенствования СУБП предполагает развитие культуры БП.

Культура является сложной социальной характеристикой, которая представляет собой всю совокупность методов, используемых людьми для осуществления своей деятельности в конкретной социальной среде, и определяет рамки межличностных взаимоотношений [3]. Культура БП – «пространство профессионально-личностной деятельности» [3], т. е. она создаётся на базе профессиональных и личностных отношений в отсутствие целевых действий, направленных на её формирование. Культура БП, согласно Doc 9859, является естественным следствием присутствия людей в авиационной транспортной системе. Культура БП характеризуется тем,

«как люди ведут себя в отношении безопасности полётов и риска, когда никто не смотрит» (Дос 9859). Говоря о культуре БП, как об элементе СУБП, стоит отметить, что она характеризуется вариативностью, поскольку нет ни одной пары одинаковых организаций, и даже внутри одной организации разные группы могут по-разному представлять себе БП, говорить о ней и решать вопросы её обеспечения.

Учитывая, что СУБП представляет системный подход к управлению БП, включая необходимую организационную структуру, иерархию ответственности, обязанности, руководящие принципы и процедуры, её следует воспринимать как единый организм, состоящий из взаимосвязанных и взаимовлияющих элементов. Вариативность культуры БП как неотъемлемого элемента СУБП говорит о том, что для эффективного функционирования данной системы необходимо учитывать человеческий фактор, не только профессиональные навыки – отношения «человек – машина», но и организационные и эксплуатационные контексты. Говоря об организационном контексте, стоит обратить внимание, что в целях создания и развития эффективных систем, с точки зрения достижения поставленных целей, необходимо использовать разумное сочетание гуманистического, эмпирического и инженерного подходов.

Очевидно, что любая культура является продуктом преимущественно конвенциональным, интегрируемым во все аспекты общественной жизни, в том числе профессиональные, и используемые практически на основе добровольного согласия людей думать и поступать именно таким образом, а не каким-то иным [3]. И культура БП не является исключением. Однако стоит учитывать, что правила, нормы и ценности создаёт не кто-то абстрактный, не коллектив в целом, а изначально человек, поэтому говорить о конкретизации культуры вообще невозможно.

Социокультурный опыт, процессы и явления, сложившиеся в области ГА, опыт надлежащей эксплуатации ВС, а также культурный бэкграунд напрямую влияют на возможность создания в организации позитивной культуры БП, что в свою очередь влияет на процесс функционирования СУБП. Информированность является важным аспектом функционирования СУБП. Готовность организаций или индивидуумов сообщать о своём опыте и ошибках в значительной степени зависит от того, какие выгоды и недостатки ассоциируются у них с таким информированием. Функционирование СУБП обеспечивается за счёт данных и информации о БП, необходимых для устранения существующих и потенциальных недостатков в области обеспечения БП, включая выявляемые сотрудниками факторы опасности (ФО). Успех системы представления данных полностью зависит от непрерывности потока информации, поступающей от организаций и лиц, и обмена ею с ними.

Учитывая вышесказанное, рассматривать СУБП только лишь через инженерный подход, подразумевающий использование автоматизированных систем, в том числе сбора и анализа данных, не представляется возможным, поскольку один из элементов СУБП напрямую связан со взаимодействием личности, группы и организации в целом.

Можно выделить следующие характеристики культуры БП [4]:

1. *Лидерство* – характеризует насколько каждый работник ПАУ на различных организационных уровнях обладает позитивными социальными установками по отношению к БП и осознаёт её важность.

2. *Справедливость* – характеризует насколько безопасное поведение и предоставление сообщений о проблемах обеспечения БП поощряются или даже вознаграждаются, а небезопасное поведение не поощряется.

3. *Информированность* – характеризует насколько информация распространяется тем работникам в организации, которым она необходима.

4. *Осведомлённость* – характеризует насколько работники и руководители осведомлены о присутствующих ПАУ рисках для БП.

5. *Адаптируемость* – характеризует насколько работники и руководители готовы учиться на основе прошлого опыта и способны предпринимать любые необходимые действия, направленные на повышение эффективности обеспечения БП.

Взаимосвязь и взаимовлияние перечисленных элементов определяют поведение – то, как ведут себя работники на различных организационных уровнях ПАУ для обеспечения БП.

Для реализации гуманистической составляющей СУБП применяется компонент «популяризация вопросов БП», в рамках которого ПАУ осуществляет подготовку работников в области БП, обеспечивает осведомлённость и добивается их вовлечения в процессы принятия решений посредством двусторонней коммуникации по вопросам БП.

Для совершенствования системы менеджмента или какой-либо её составной части необходима оценка достигнутого уровня развития. Различные аспекты проявления культуры БП оцениваются и определяются с помощью анкетирования, интервью, наблюдения и аудита. В основе применяемых в ГА современных подходов к оценке уровня культуры БП заложен подход, разработанный Патриком Хадсоном. Модель П. Хадсона наглядно отражает эволюцию развития культуры БП от паталогического (низкого) уровня культуры к созидательному на пике лестницы [4].

Совершенствование гуманистической составляющей СУБП может быть реализовано за счёт развития перечисленных выше характеристик культуры БП по направлению к её созидательному уровню, а также применения в организации ПАУ инжиниринга устойчивости (resilience engineering). В рамках инжиниринга устойчивости признаётся принципиальная вариабельность деятельности авиационного персонала, и нормальная вариабельность рассматривается в качестве возможности для проактивного и предиктивного обеспечения БП.

Эмпирический подход. Такой подход к разработке и совершенствованию СУБП заключается в выполнении обязательных требований, а также в применении как рекомендуемой, так и передовой практик.

Реализация эмпирической составляющей СУБП предполагает внедрение применимой рекомендуемой практики государственных и международных организаций ГА. Для развития системы менеджмента нужна оценка. В контексте эмпирической составляющей СУБП речь может идти об оценке соответствия предъявляемым (государственным и международным) требованиям.

Современный подход к оценке соответствия СУБП ПАУ предъявляемым требованиям предполагает оценку зрелости системы. Подобный подход реализуется, к примеру, в рамках риск-ориентированного аудита эксплуатационной безопасности ИАТА (IOSA⁵). Риск-ориентированный аудит IOSA распространяется на требования к СУБП эксплуатантов ВС, программе анализа полётных данных и подготовки лётных экипажей и предполагает оценку зрелости по семи критериям:

- два классических критерия соответствия: документировано и внедрено;
- пять новых критериев: ожидаемый результат, соответствие, признание, зрелость, лидерство.

К примеру, для соответствия критерию «лидерство» необходимо подтвердить наличие у эксплуатанта ВС программы гарантии качества, что требует выполнения следующих условий:

- эксплуатант ВС анализирует отраслевые тенденции для улучшения методов обеспечения соответствия и снижения рисков в области БП;
- эксплуатант ВС предоставляет информацию иным представителям отрасли для улучшения анализа отраслевых тенденций по аналогичным вопросам;
- аудит проводится на основе процессного подхода;
- повторяющиеся несоответствия выявляются.

Таким образом, совершенствование эмпирической составляющей СУБП заключается в реализации передовых отраслевых практик, информация о которых доступна ПАУ.

Инженерный подход. Такой подход разработки и совершенствования СУБП заключается в анализе данных о БП и оптимизации процессов.

⁵ Risk-Based IOSA [Электронный ресурс]. URL: <https://www.iata.org/contentassets/db566f3f107f421a97b2ed3118fe3111/rbi-generic-presentation-20220602.pdf> (дата обращения: 28.06.2024).

Согласно рамочной структуре ИКАО СУБП состоит из 4 компонентов и 12 элементов. Инженерная составляющая СУБП базируется на трёх элементах: выявление ФО, оценка и уменьшение рисков для БП, контроль и количественная оценка эффективности обеспечения БП, и взаимосвязи между ними [5].

Первый элемент предполагает сбор, накопление и анализ данных о БП для целей выявления ФО, связанных с эксплуатационной деятельностью ПАУ. Второй элемент предназначен для определения значимости каждого идентифицированного ФО посредством определения соответствующего ему уровня риска для БП, третий предназначен для определения результативности управления всеми известными рисками для БП, контроля функционирования СУБП по направлениям эксплуатационной (производственной) деятельности ПАУ и контроля достижения целей в области БП.

Для эффективного функционирования инженерной составляющей и получения запланированных результатов СУБП необходимы исходные данные о БП, дополняющие инженерную составляющую данной системы менеджмента.

В рамках СУБП ИКАО определены три управленческих подхода: реагирующий, проактивный и предиктивный [5]. Все три подхода тесно связаны с инженерными процессами СУБП: управлением рисками для БП и управлением эффективностью обеспечения БП, а также с принятыми ПАУ способами сбора, обработки и анализа данных о БП. Перечисленные подходы определяют то, как система получает, собирает, накапливает, обрабатывает и анализирует исходные данные.

Реагирующий подход предполагает сбор данных о БП на основе отчётов и материалов расследований АП и авиационных инцидентов (АИ), которые произошли в прошлом, и предполагает извлечение уроков из их результатов. Проактивный подход предполагает использовать системы предоставления сообщений о БП (обязательных и добровольных) и показатели эффективности обеспечения БП (SPI) для сбора данных о БП с целью выявления ФО, приводящих к возникновению АП и АИ, и минимизации связанных с ними рисков для БП.

В [1] на примерах показана применимость в рамках СУБП семи инструментов менеджмента качества: карты Парето, причинно-следственный анализ, группировка данных по общим признакам, контрольный лист, гистограмма, диаграмма разброса, график и контрольная карта [6]. Применение перечисленных инструментов СМК позволяет реализовать инженерную составляющую СУБП в рамках реагирующего и проактивного подходов.

Предиктивный подход предполагает обнаружение потенциальных и возможных ФО на основе предиктивного анализа (или прогнозов), позволяющего извлекать информацию из накопленных ранее и собираемых ныне данных о БП и применять её для предсказания трендов и механизмов возникновения ФО [5]. Суть предиктивного подхода заключается в фиксации взаимосвязей между переменными, известными по результатам анализа произошедших АС, и последующем применении зафиксированных взаимосвязей для прогнозирования возможных результатов [5].

Предиктивный анализ дополняет традиционно применяемые в ГА описательный и индуктивный типы анализа данных о БП. Три указанных типа анализа данных о БП являются основой предусмотренного стандартами и рекомендуемой практикой ИКАО подхода к принятию решений на основе данных.

Предиктивный подход к управлению эффективностью обеспечения БП предполагает регулярный и всесторонний сбор и анализ необработанных данных о БП для идентификации возникающих угроз для БП и тенденций снижения уровня БП [5]. Такой подход основывается главным образом на статистическом анализе и предполагает сбор данных о БП в реальном времени.

В дополнение к типам анализа, рассмотренным ИКАО, выделяют четвёртый тип анализа данных – предписывающий [7]. Предписывающим анализом (prescriptive analytics) называют предиктивный анализ, дополненный определениями корректирующих воздействий на ситуацию с целью изменения конечных результатов, а не ограничивающийся простым их прогнозированием.

Будучи способным демонстрировать последствия различных сочетаний решений, предписывающий анализ позволяет моделировать их комбинации с целью минимизации рисков для БП.

Математической базой предписывающего анализа являются методы оптимизации, включая линейное и нелинейное программирование, а также решение многокритериальных задач [7, 8].

Инженерная составляющая СУБП обеспечивает реализацию подхода к принятию решения на основе данных, определённого ИКАО, и тесно связана с понятием «информационно-аналитическое обеспечение БП (safety intelligence)». Информационно-аналитическое обеспечение БП рассматривается ИКАО как результат реализации процесса анализа данных и информации о БП, призванный оказать помощь в принятии решений [9].

Авторами выполнено сопоставление элементов инженерной составляющей СУБП (тройка «данные → риски → показатели») и подходов информационно-аналитического обеспечения БП. Результаты приведены в табл. 1.

Таблица 1

Подходы реализации инженерной составляющей СУБП

| Инженерная составляющая СУБП | | Подходы | | | |
|--|------------------------------|--|--|---|---------------------------|
| | | Реагирующий | Проактивный | Предиктивный | Предписывающий |
| Управление данными о БП | Источники данных | АП и АИ | События в деятельности эксплуатационных подразделений, добровольные сообщения и обязательные донесения, инспекции и аудиты | Массив данных о результатах эксплуатационной деятельности ПАУ | Оптимизация управления БП |
| | Накопление и хранение данных | Журналы учёта | Электронные таблицы | Базы данных, хранилища данных | |
| Управление рисками для БП | Выявление ФО | Материалы расследования АИ и АП | Анализ данных, накопленных проактивными методами | Предиктивный анализ массива данных; управление изменениями | |
| | Оценка рисков | Методы, рекомендуемые ИКАО, применение матрицы рисков | | Прогнозирование рисков | |
| Управление эффективностью обеспечения БП | Тип SPI | Запаздывающие (низкая вероятность и тяжёлые последствия) | Запаздывающие (высокая вероятность и незначительные последствия) | Опережающие SPI | |
| | Мониторинг | Расчёт и контроль значений | Выявление и анализ трендов | Предиктивный анализ (в частности, прогнозирование значений) | |

Реализация инженерной составляющей СУБП предполагает применение следующих инструментов и методов управления:

- данными о БП (в частности, рекомендации Международной ассоциации управления данными⁶);
- рисками для БП (в частности, методики, определённые стандартом МЭК 31010⁷);
- эффективностью обеспечения БП (в частности, подходы, определённые стандартами серии ИСО 11462⁸).

Совершенствование инженерной составляющей СУБП потребует автоматизировать процессы сбора, обработки и анализа данных о БП (включая процессы управления рисками для БП и управления эффективностью обеспечения БП) и внедрить предиктивные и предписывающие методы управления БП.

Обсуждение результатов

Для сбалансированного и всестороннего развития СУБП необходимо сочетание всех трёх подходов, отражающих различные аспекты обсуждаемой системы менеджмента. Проиллюстрируем данный тезис конкретным примером.

В течение полугода произошло две АК с ВС типа Boieng 737 MAX: авиакомпании «Lion Air» в Индонезии 29.10.2018 и авиакомпании «Ethiopian Airlines» в Эфиопии 10.03.2019. В результате по всему миру и в российском воздушном пространстве ввели временный запрет NOTAM на полёты Boeing 737-800 MAX и Boeing 737-900 MAX всех авиакомпаний.

Для возобновления эксплуатации ВС типа Boeing 737 MAX потребовались доработки, как самого типа ВС, так и системы управления корпорации Boeing, а также повторная сертификация.

Дополнительно Федеральное авиационное управление (ФАУ) США провело оценку культуры БП, функционирования СУБП в корпорации Boeing и действенности применяемого подхода к сертификации. В феврале 2024 года ФАУ США опубликован окончательный отчёт с обзором выявленных недостатков и рекомендациями по их устранению⁹. В нём отдельно выделены недостатки, связанные с гуманистической составляющей СУБП в Boeing:

- существенная разница в понимании вопросов культуры БП между высшим руководством и работниками;
- отсутствие у работников знаний о культуре БП и понимания применяемых в организации инструментов для её реализации (системы предоставления сообщений, процессы доведения информации о БП, изменяющиеся процедуры подготовки);
- непонимание работниками своих прав, обязанностей и ответственности в рамках СУБП;
- двойная ответственность и полномочия по функциональному подчинению и анализу сообщений по БП;
- сложные процедуры организации часто изменяющейся подготовки работников в области БП;
- для оценки культуры БП не применяются количественные методы и не проводится её независимая оценка.

Указанные недостатки свидетельствуют о том, что несмотря на применение современных процедур сбора данных (система предоставления сообщений “Speak Up”, инженерная составляющая) и передовых практик (эмпирическая составляющая), недостатки функционирования

⁶ DAMA-DMBOK: Свод знаний по управлению данными. Второе издание. Dama International [пер. с англ. Г. Агафонова]. Москва: Олимп-Бизнес, 2020. 828 с.

⁷ ГОСТ Р МЭК 31010-2021. Надёжность в технике. Методы оценки риска. Москва: ФГБУ «РСТ», 2021. 94 с.

⁸ ГОСТ Р ИСО 11462-1-2007 Статистические методы. Руководство по внедрению статистического управления процессами. Часть 1. Элементы (Переиздание). Официальное издание. М.: Стандартинформ, 2020.

⁹ Section 103 Organization Designation Authorizations for Transport Airlines. Expert Panel Review Report. FAA, 2024. 50 p.

культуры БП (гуманистическая составляющая) препятствуют эффективному функционированию СУБП в корпорации Boeing.

Представленный пример иллюстрирует тезис, зафиксированный в Дос 9859: культура БП оказывает непосредственное влияние на эффективность обеспечения БП.

Рассмотренные в настоящей работе статистика АП в коммерческой ГА государств-участников Соглашения, результаты исследований АП, а также результаты оценки культуры БП корпорации Boeing подтверждают тезис о том, что для результативной реализации и совершенствования СУБП необходимо сбалансированно применять все три подхода.

Существуют три подхода к оценке результативности СУБП: процессно-ориентированный подход, подход на основе контроля соответствия, подход на основе результатов (SPI). В табл. 2 отражены результаты выполненного авторами сопоставления выделенных составляющих СУБП в рамках применения организационного проектирования, методов оценки результативности СУБП и конкретных решений по её реализации и совершенствованию.

Таблица 2

Составляющие СУБП и подходы к их реализации

| Подходы к реализации | Подходы | | |
|--------------------------------------|--|---|--|
| | Гуманистический | Эмпирический | Инженерный |
| Оценка результативности (инструмент) | Процессно-ориентированный подход (чек-листы / опросники для анкетирования) | Подход на основе контроля соответствия (зрелость системы менеджмента) | Подход на основе результатов (SPI) |
| Реализация | Подготовка работников в рамках СУБП | Соответствие предъявляемым требованиям | Применение реагирующих и проактивных методов сбора данных о БП, оценки рисков для БП, контроля SPI |
| | Двусторонний обмен информацией и вовлечение работников | Применение рекомендуемой практики | |
| Совершенствование | Системное развитие характеристик культуры БП на основе модели Хадсона, инжиниринг устойчивости | Бенчмаркинг и внедрение передовой практики | Внедрение предиктивных и предписывающих методов управления БП |
| | | | Автоматизация процессов управления БП |

Заключение

Показана применимость организационного проектирования для реализации и совершенствования СУБП ПАУ на основе совместного применения гуманистического, эмпирического и инженерного подходов.

Первый подход отражает отношение работников ПАУ к обеспечению БП и СУБП. Второй подход позволяет убедиться, что разрабатываемая и реализуемая система менеджмента соответствует предъявляемым требованиям, рекомендуемой и передовой практикам (валидация системы). Третий подход отражает результативность применяемых инструментов и процессов управления данными о БП, управления рисками в области БП и управления эффективностью обеспечения БП (верификация системы). Третий подход тесно связан с новым, вводимым ИКАО понятием «информационно-аналитическое обеспечение БП». В первом квартале 2025 года запланировано опубликование ИКАО руководства по информационно-аналитическому обеспечению БП.

Возможность применения предписывающего анализа для совершенствования инженерной составляющей СУБП в настоящей статье, насколько известно авторам, обсуждается впервые.

На примере ПАУ региона СНГ и корпорации Boeing проиллюстрирована необходимость сбалансированного применения всех трёх подходов организационного проектирования для реализации и совершенствования СУБП.

Так же, как и для СУБП, методы организационного проектирования могут применяться для реализации и совершенствования государственных программ по БП.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Stolzer A. J., Sumwalt R. L., Goglia J. J. *Safety Management Systems in Aviation*. Third Edition. USA, Boca Raton, CRC, 2023, 364 p.
2. Серенков П. С., Соломахо В. Л. Концепция инженерной составляющей СМК как организационно-техническая основа их создания и совершенствования // Методы менеджмента качества. 2008. № 6. С. 16–22.
3. Зметная А. Массовая культура как поле межкультурной коммуникации // Collegium Linguisticum – 2017: тезисы докладов ежегодной конференции Студенческого научного общества МГЛУ, Москва, 01–15 марта 2017 года. Москва: МГЛУ, 2017. С. 144–145. <https://elibrary.ru/YVPJUT>
4. Balk A. D. *ASC-IT: Seven steps to improve your safety culture*. Netherlands Aerospace Centre, Amsterdam, the Netherlands, 2016, 32 p.
5. Хаустов А. А. Реализация предиктивного подхода к управлению безопасностью полётов на основе Байесовских сетей доверия // Авиация и космонавтика: тезисы 21-й международной конференции, Москва, 21–25 ноября 2022 года, МАИ. Москва: Перо, 2022. С. 267–269. <https://elibrary.ru/NEONSH>
6. Рухлинский В. М., Большедворская Л. Г. Обеспечение безопасности полётов при эксплуатации самолётов нового поколения: монография. Москва: МГТУ ГА, 2019. 370 с. <https://elibrary.ru/AKUVAY>
7. Delen D. *Prescriptive Analytics The Final Frontier for Evidence-Based Management and Optimal Decision*. Pearson Education Inc. London, UK, 2020, 352 p.
8. Рухлинский В. М., Хаустов А. А. Определение приемлемого уровня безопасности полётов поставщика авиационных услуг // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 39. С. 101–112. <https://elibrary.ru/UOAWL>
9. Рухлинский В. М., Хаустов А. А., Вдовенко Р. А. Об информационно-аналитическом обеспечении безопасности полётов // XXI Научные чтения по авиации, посвящённые памяти Н. Е. Жуковского. К 90-летию со дня рождения Ю. А. Гагарина. Сборник докладов. Москва, 18–19 апреля 2024 г. Москва: НПО «НаукаСофт». 2024.

References

1. Stolzer A. J., Sumwalt R. L., Goglia J. J. *Safety Management Systems in Aviation*. Third Edition. USA, Boca Raton, CRC, 2023, 364 p.
2. Serenkov P. S., Solomaho V. L. Kontseptsiya inzhenernoj sostavlyayushchej sistem menedzhmenta kachestva kak organizatsionno-tehnicheskoy osnovy ikh sozdaniya i sovershenstvovaniya. *Metody menedzhmenta kachestva*, 2008, no. 6, pp. 16–21. (In Russ.)
3. Zmetnaya A. Mass culture as a field of intercultural communication. *Collegium Linguisticum – 2017: Abstracts of reports of the annual conference MSLU Student Scientific Society*, Moscow, 01–15 March 2017. Moscow, MGLU Publ., 2017, pp. 144–145. (In Russ.) <https://elibrary.ru/YVPJUT>
4. Balk A. D. *ASC-IT: Seven steps to improve your safety culture*. Netherlands Aerospace Centre, Amsterdam, the Netherlands, 2016, 32 p.

5. Khaustov A. A. Implementation of predictive approach to safety management based on Bayesian belief networks. *Aviation and Cosmonautics: Abstracts of the 21st International Conference*, Moscow, 21–25 November 2022, Moscow, Pero Publ., 2022, pp. 267–269. (In Russ.) <https://elibrary.ru/NEOHSN>
6. Rukhlinsky V. M., Bolshedvorskaya L.G. *Ensuring the flight safety of new generation aircraft: monograph*. Moscow, MSTU CA Publ., 2019, 370 p. (In Russ.) <https://elibrary.ru/AKUVAY>
7. Delen D. *Prescriptive Analytics The Final Frontier for Evidence-Based Management and Optimal Decision*, Pearson Education Inc. London, UK, 2020, 352 p.
8. 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.)
9. Rukhlinskiy V. M., Khaustov A. A., Vdovenko R. A. On information and analytical support of flight safety. *XXI Scientific recitation on aviation dedicated to the memory of N. E. Zhukovsky. To the 90th anniversary of Yuri Gagarin's birth. Collection of reports*, Moscow, 18–19 April 2024. Nauka Soft Publ., Moscow, 2024. (In Russ.)

Информация об авторах

Рухлинский Виктор Михайлович, доктор технических наук, профессор кафедры, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия, icaoia@mail.ru

Хаустов Александр Александрович, начальник отдела, авиакомпания «Россия», Санкт-Петербург, Россия, a.khaustov@rossiya-airlines.com

Хаустова-Зметная Анастасия Борисовна, ведущий специалист, авиакомпания «Россия», Санкт-Петербург, Россия, a.khaustova-zmetnaya@rossiya-airlines.com

Authors information

Rukhlinskiy Victor M., Doctor of Sciences (Engineering), Professor of Department, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, icaoia@mail.ru

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

Khaustova-Zmetnaya Anastasia B., Lead Specialist, Rossiya Airlines, Saint Petersburg, Russia, a.khaustova-zmetnaya@rossiya-airlines.com

Статья поступила в редакцию 06.08.2024; одобрена после рецензирования 12.11.2024; принята к публикации 19.11.2024.

The article was submitted 06.08.2024; approved after reviewing 12.11.2024; accepted for publication 19.11.2024.

Научная статья
УДК 629.735.33

ТЕНДЕНЦИИ РЫНКА ГРАЖДАНСКИХ ПАССАЖИРСКИХ ВИНТОВЫХ САМОЛЁТОВ ВМЕСТИМОСТЬЮ 19 МЕСТ

И. В. ЛЕСНИЧИЙ, И. А. САМОЙЛОВ, В. И. САМОЙЛОВ, О. Ю. СТРАДОМСКИЙ

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. Целесообразность создания новых гражданских винтовых самолётов класса вместимости 15–19 мест и их рациональный облик – один из важных вопросов современности. Ответ на него зависит от уровня перспективного спроса на использование таких самолётов в гражданской авиации (ГА) в различных целях и возможностей уже имеющегося парка самолётов по его удовлетворению. В статье представлены результаты исследования современных тенденций развития мирового рынка винтовых самолётов класса вместимости 15–19 мест. Проведён анализ изменения состава российского и мирового парков 19-местных самолётов в разрезе их основного назначения. Показаны существующие тенденции изменения спроса на поставки новых самолётов этой размерности, а также приведены оценки перспективной потребности российского и зарубежного рынков в их поставках. Статья содержит краткий обзор серийно производимых и разрабатываемых моделей самолётов.

Ключевые слова: воздушный транспорт, самолёт, воздушное судно, газотурбинный двигатель, силовая установка, пассажирские перевозки, транспортная доступность, класс 15–19 мест, действующий парк, потребный парк, транспортные системы страны

Для цитирования: Лесничий И. В., Самойлов И. А., Самойлов В. И., Страдомский О. Ю. Тенденции рынка гражданских пассажирских винтовых самолётов вместимостью 19 мест // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 48. С. 102–114.

MARKET TRENDS IN CIVILIAN PASSENGER PROPELLER 19-SEAT AIRCRAFT

I. V. LESNICHYI, I. A. SAMOYLOV, V. I. SAMOYLOV, O. YU. STRADOMSKIY

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

Abstract. The expediency of creating new civilian propeller aircraft with a capacity of 15–19 seats and their rational appearance is one of the important issues of our time. The answer to it depends on the level of prospective demand for the use of such aircraft in civil aviation for various purposes and the capabilities of the existing fleet of aircraft to meet it. The article presents the results of a study of current trends in the development of the world market of propeller aircraft with a capacity of 15–19 seats. The analysis of changes in the composition of the Russian and global fleets of 19-seater aircraft in the context of their main purpose is carried out. The existing trends in demand for the delivery of new aircraft of this dimension are shown, as well as estimates of the prospective demand of the Russian and foreign markets for their deliveries. In addition, the article contains a brief overview of commercially produced and developed aircraft models.

Keywords: air transport, airplane, aircraft, turbine engine, powerplant, passenger transportation, transport accessibility, 15–19 seat class, operating fleet, required fleet, transport systems of the country

For citation: Lesnichiy I. V., Samoylov I. A., Samoylov V. I., Stradomskiy O. Yu. Market trends in civilian passenger propeller 19-seat aircraft. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no. 48, pp. 102–114. (In Russ.)

Введение

Винтовые самолёты малой авиации, в том числе 19-местные, играют важную роль в транспортном обеспечении регионов с плохо развитой сетью наземных транспортных коммуникаций. В северных и восточных районах России воздушное сообщение зачастую является единственным средством обеспечения круглогодичной транспортной доступности, в том числе для небольших отдалённых населённых пунктов, что формирует устойчивый спрос на использование самолётов небольшой размерности. При этом формально доля самолётов малой авиации в общем объёме выполненных воздушным транспортом перевозок незначительна. Так, например, в России на долю всех винтовых самолётов приходится <1 % пассажирооборота воздушного транспорта, а доля винтовых самолётов класса 15–19 мест (или типоразмера 19 мест) исчисляется сотыми долями процента¹.

Винтовые самолёты типоразмера 19 мест являются традиционным элементом мирового парка воздушных судов (ВС) и решают широкий круг не только транспортных, но и специальных задач. В размерности >14 мест винтовые самолёты класса 15–19 мест – одни из наиболее многочисленных в мировом парке – почти 4 тыс. самолётов различного назначения², что сопоставимо с численностью всего парка винтовых региональных самолётов вместимостью >20 мест, включающего несколько типоразмеров. В отличие от самолётов старших классов, преимущественно используемых на гражданском рынке регулярных пассажирских перевозок, четверть мирового парка винтовых самолётов класса 15–19 мест эксплуатируется в государственных и военных интересах.

Тем не менее, пассажирские перевозки остаются основной сферой их применения, в значительной степени определяющей облик самолёта и потенциальные объёмы серийного производства. Парк грузовых вариантов самолётов этой размерности и вариантов специального назначения в основном формируется из устаревших пассажирских самолётов. Отдельное положение в классе 15–19 мест занимают скоростные винтовые самолёты Beechcraft B300, играющие, по сути, роль самолётов business-jet на аэродромной сети местного и регионального значения. Их гражданский парк в 2023–2024 годах насчитывает около тысячи самолётов, подавляющее большинство из которых (>90 %) используется для деловых (корпоративных) перевозок пассажиров с повышенным комфортом. Далее основное внимание уделяется парку самолётов, предназначенному для выполнения пассажирских перевозок на регулярных авиалиниях.

Тенденции развития и состав парка винтовых самолётов класса 15–19 мест гражданского назначения

Суммарная численность действующего гражданского парка винтовых самолётов класса 15–19 мест за пределами России в последние 20 лет принципиально не изменялась (рис. 1). Но её относительная стабильность была обеспечена благодаря активному росту парка деловых самолётов Beechcraft B300, поскольку численность самолётов пассажирского назначения снизилась с 2000 ед. в 1990-е годы до 1200 ед. в 2019 году (в 1,7 раза), а численность грузовых,

¹ По данным форм Федеральной службы государственной статистики № 12-ГА «Сведения о перевозках пассажиров и грузов» и № 33-ГА «Сведения о работе воздушных судов».

² Здесь и далее данные о численности и составе мирового парка – ранее полученные авторами результаты обработки баз данных FlightGlobal (компания Reed Business Information) и Aviation Week (компания Informa Media).

грузопассажирских, специальных и многоцелевых самолётов уже более 20 лет сохранялась примерно на одном уровне (в среднем около 700 ед., из которых около 430 ед. – грузовые самолёты). Снижение численности действующего парка было характерно в последние десятилетия и для более вместительных винтовых самолётов, причём в большей степени, чем для самолётов класса 15–19 мест, что свидетельствует об общем снижении за рубежом объёмов использования для пассажирских перевозок винтовых самолётов размерности менее 60 мест.

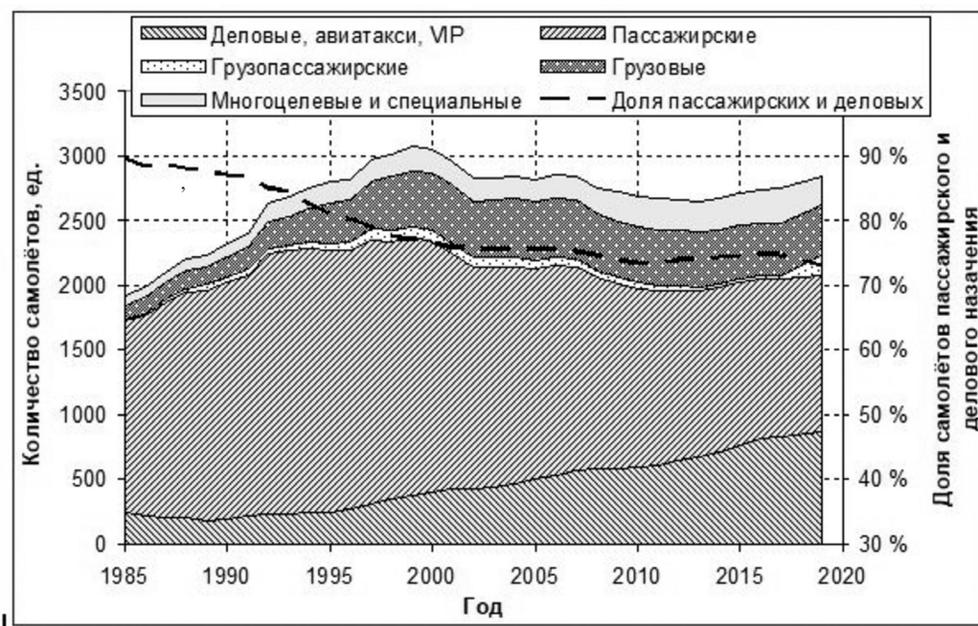


Рис. 1. Динамика численности действующего зарубежного (без учёта России и СССР) парка винтовых самолётов класса 15–19 мест в период до пандемии Covid-19

Если исключить из рассмотрения Beechcraft B300, то современный зарубежный (без учёта России) парк винтовых самолётов класса 15–19 мест гражданского назначения можно охарактеризовать следующим образом.

– Общая численность действующего парка в 2019 году составляла 1,97 тыс. самолётов, из которых 1,2 тыс. – пассажирского назначения.

– Лидерами по количеству самолётов являются Beechcraft 1900 (461 действующий самолёт в 2019 году), DHC-6-300 (282 ед.) и SA227 Metro (208 ед.). Более 100 ед. насчитывают парки Jetstream 31/32, L-410UVP-E, Beechcraft 99. Самолёты Beechcraft 1900 и DHC-6-300 являются лидерами и в пассажирском парке, составляя совместно половину его численности.

– Преобладают модели самолётов, максимальная сертифицированная вместимость которых равна 19 пассажирам – >80 % общей численности парка и >90 % численности пассажирского парка.

– Около 43 % парка составляют модели самолётов, максимальная грузоподъёмность которых >2 т, в грузовом парке их доля составляет 57 % (данные оценки условны, так как максимальная грузоподъёмность зависит от варианта исполнения конкретного борта и реализованных на нём сертифицированных доработок).

– Грузовой парк в основном формируется из устаревших самолётов. В поставках новых самолётов в 2010-е годы в гражданской сфере >80 % являлись пассажирскими, и лишь единичные экземпляры – грузовыми. И ранее в начальный период эксплуатации основных моделей в их парке преобладали пассажирские самолёты (у некоторых – до 100 % численности), и только потом возрастные самолёты переходили в сферу грузовых перевозок.

– Средний возраст парка составлял в 2019 году 32 года, при этом ≈60 % самолётов имели возраст >30 лет, в том числе ≈20 % – >40 лет, что свидетельствует о потребности в обновлении

парка. Только ≈ 120 самолётов (6 % парка) были младше 10 лет и, соответственно, к 2040 году будут моложе 30 лет.

Следует отметить, что основные гражданские парки Beechcraft B300 и других типов винтовых самолётов класса 15–19 мест (≈ 70 % и ≈ 40 % от общей численности зарубежного парка в 2019 году, соответственно) сосредоточены в Северной Америке. Северная Америка является лидером и по количеству пассажирских и грузовых самолётов этого класса (26 % и 77 %, соответственно). Исключая из рассмотрения Beechcraft B300, следом за Северной Америкой по количеству гражданских самолётов класса 15–19 мест идут Латинская Америка и Африка (18 % и 15 %, соответственно). Наименьший по численности парк таких самолётов эксплуатируется в странах Ближнего Востока и СНГ (без учёта России) – примерно по 1 % в каждом регионе. После 2005 года только в Центральной Азии и в Китае численность действующего парка рассматриваемых самолётов не сократилась. Причём в Китае она выросла (более чем в 2 раза), но его доля в зарубежном парке остаётся небольшой (4 % в 2019 году).

В России гражданский парк винтовых самолётов класса 15–19 мест³ развит в меньшей степени, чем в среднем за рубежом. Его численность составляет 7 % от численности российского парка магистральных пассажирских самолётов, а за рубежом – ≈ 11 %. При этом доля России в мировом гражданском парке самолётов рассматриваемой размерности в 2017–2019 гг. составляла $\approx 2,3$ % (если не считать Beechcraft B300, то $\approx 3,3$ %). Более 70 % отечественного действующего парка сосредоточено в Дальневосточном и Сибирском федеральных округах.

В конце 2023 года в России имели свидетельство лётной годности 54 самолёта рассматриваемого класса, 49 из которых составляли действующий коммерческий парк (из них 3 использовались только для выполнения авиационных работ). При этом максимальная в современной истории численность была достигнута в 2020 году – 76 самолётов, в том числе 62 коммерческих. Имевшая место после 2010 года тенденция роста численности коммерческого парка этих самолётов прервалась в кризисный 2015 год и полностью прекратилась после 2020 года на фоне последствий пандемии Covid-19 и дальнейших проблем продолжения эксплуатации зарубежных типов самолётов в условиях западных санкций против России. Для сравнения в СССР численность винтовых самолётов класса 15–19 мест в 1989–1991 гг. превышала 600 ед., из которых три четверти эксплуатировались в России. Отечественный парк самолётов этого класса изначально состоял только из ВС зарубежного производства: семейства L-410, созданных и производимых в Чехословакии (ныне в Чехии) и семейства Ан-28, серийно производимых в Польше. И в 2023 году в данной размерности L-410 являлся основным типом ВС российских авиакомпаний, составляя более половины численности парка (в 2010-е годы – в среднем ≈ 65 %).

За период 2009–2023 гг. всего в российский парк поступили 102 самолёта рассматриваемого класса при полном отсутствии поставок в 2023 году. Преимущественно поставлялись новые самолёты, в числе которых 19 ед. ДНС-6-400 и 64 ед. L-410UVP-E20. Поставки осуществлялись в основном через лизинговые компании (>60 % поставок L-410UVP-E20 и >80 % поставок ДНС-6-400), 16–18 % современного парка находится в государственной собственности (региональной и федеральной). В целом количество поставленных самолётов превысило объективные потребности рынка, поэтому многие из них в условиях отсутствия интенсивного роста спроса на местные авиаперевозки были выведены из эксплуатации. Благодаря обновлению, две трети российского действующего парка 19-местных самолётов – моложе 10 лет и только ≈ 10 % – старше 15 лет.

Мировой парк винтовых самолётов класса 15–19 мест в основном был сформирован до 1990 года, когда ежегодный суммарный объём поставок новых самолётов разных назначений (в том числе военного) на протяжении многих лет составлял 200–300 ед./год, включая поставки в СССР (рис. 2). После 1991 года объём поставок сократился вдвое, а в начале 2000-х годов –

³ На основе данных федеральной государственной информационной системы «Реестр эксплуатантов и воздушных судов» (приказ Росавиации от 15.09.2011 № 551).

ещё вдвое до среднего уровня 57 новых самолётов в год (включая поставки в Россию). Да и этот уровень был достигнут только благодаря поставкам деловых Beechcraft B300 (в среднем 40 ед./год), парк которых находился в стадии активного формирования. И сегодня Beechcraft B300 составляют $\approx 70\%$ поставок новых самолётов класса 15–19 мест [1] при том, что поставки всех других типов составляли в среднем 38 ед./год в период 2009–2016 гг. и 19 ед./год в период 2017–2023 гг.

Падение спроса на поставки новых 19-местных самолётов было обусловлено и наличием уже сформированного значительного парка (порядка 4 тыс. в начале 1990-х годов), и распадом СССР (на который приходилось $>30\%$ поставок в 1980-е годы), и отсутствием интенсивного развития мирового рынка местных и региональных авиаперевозок в условиях экономических

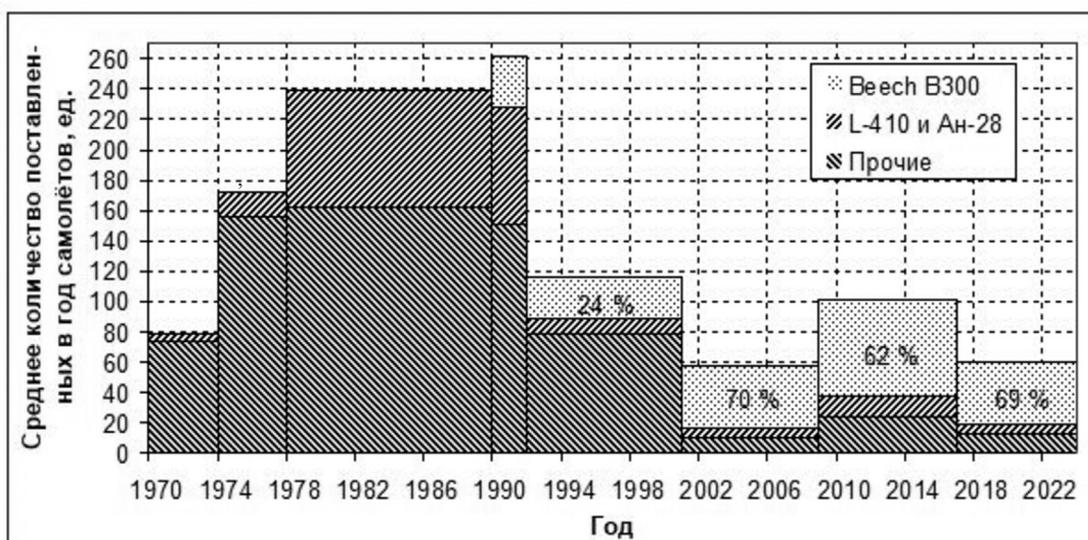


Рис. 2. Усреднённый по характерным периодам годовой темп поставок новых винтовых самолётов класса 15–19 мест, включая поставки в Россию и СССР

и политических кризисов в разных регионах мира, и отсутствием нового поколения самолётов этой размерности, способного эффективно заменить уже имеющийся парк.

Если исключить из рассмотрения Beechcraft B300, то в 2009–2016 гг. – в период наибольших объёмов поставок в XXI веке – за пределами России лидером по количеству поставленных новых винтовых 19-местных самолётов являлась Центральная Азия (46 ед. за период), на втором месте – Китай (38 ед.), а далее – сопоставимые между собой рынки Азиатско-Тихоокеанского региона, Африки, Северной и Латинской Америк – от 27 до 32 самолётов. Принципиально малым спросом характеризуется регион СНГ (без России), куда не только за рассматриваемый период, но и за предыдущее десятилетие был поставлен всего 1 новый самолёт (а поставки новых Beechcraft B300 составили только 2 ед.). Между тем, в Россию в этот период были поставлены 69 новых самолётов различного назначения.

Предложения на рынке винтовых самолётов класса 15–19 мест

Исключая из рассмотрения Beechcraft B300, перечень эксплуатируемых в мировом парке винтовых самолётов класса 15–19 мест гражданского назначения насчитывает более 14 типов и семейств. В начале 2010-х годов в серийном производстве находилось 5 типов самолётов: DHC-6, Dornier Do-228, L-410, М-28 (Ан-28) и Harbin Y12; некоторые из них были представлены на рынке несколькими моделями. Наиболее продаваемыми из них в 2011–2023 гг. стали DHC-6-400 (>140 ед.) и L-410 (>110 ед.), в сумме их доля в поставках составила $\approx 70\%$.

Однако, все эти типы самолётов из-за недостаточной конкурентоспособности не стали средством технического перевооружения мирового парка, а остались, по сути, лишь средством поддержания его необходимой численности в условиях естественного выбытия устаревших ВС из эксплуатации. Основу мирового парка до сих пор составляют самолёты, приобретённые гораздо ранее 2000 года, а примерно половина поставленных после 2000 года новых самолётов попала в сферу военного и государственного применения.

На современном этапе к перечисленным ранее типам самолётов добавились 3 новых (оригинальных) разработки: Cessna 408, PTDI N-219 и Harbin Y12F (конструкция последнего очень сильно отличается от предшествующих моделей Y12, поэтому отнесена к новой разработке). Уровень конкурентоспособности этих самолётов ещё предстоит подтвердить объёмами их продаж.

Создание винтовых самолётов нового поколения в этой размерности (и в старших классах) задержалось, так как в последние 20 лет было сопряжено не только с существенными инвестиционными затратами, но и с повышенным риском. Факторами, сдерживавшими создание новых самолётов, на наш взгляд, были:

- отсутствие существенного развития рынков местных и региональных авиаперевозок, характерных для винтовых самолётов малой размерности;
- многообразие потенциальных сфер применения самолётов класса 15–19 мест, выдвигающих отчасти противоречивые требования к самолётам, что увеличивает риск выбора рационального облика перспективного самолёта;
- нестабильные экономическая и финансовая ситуации в мире, негативно отразившиеся на деятельности многих авиастроительных компаний, в том числе приведшие к разнообразным реорганизациям компаний, их слияниям и распадам, а также к банкротству некоторых из них;
- произошедшее в предыдущие годы выпадение темы винтовых региональных самолётов малой размерности из числа приоритетов ведущих мировых авиастроительных компаний в области региональной авиации, таких как Embraer, Bombardier, ATR;
- неопределённость перспектив рынка авиатехники в связи с активизировавшейся в мире политикой сокращения антропогенных выбросов парниковых газов.

Последний на современном этапе, скорее всего, был основным сдерживающим фактором. После 2010 года политика ООН, направленная на снижение выбросов парниковых газов, стала более агрессивной, призывающей мировое сообщество к отказу от ископаемых источников энергии и достижению примерно к 2050–2060 годам углеродной нейтральности (баланса между эмиссией и поглощением углерода), даже несмотря на потенциально негативное влияние данной глобальной цели на экономику. В последние 5 лет многие государства (в том числе и Россия⁴) в той или иной степени поддержали глобальную цель. При этом Международная организация гражданской авиации заняла (на наш взгляд, совершенно необоснованно) лидирующие позиции в продвижении и реализации данной политики ООН [2]. Однако, в мире до сих пор сохраняется высокая степень неопределённости в части возможных путей и приемлемых механизмов достижения глобальной углеродной нейтральности, а также сроков начала и этапов их внедрения.

С точки зрения авиастроения, активизировавшаяся борьба мирового сообщества с выбросами CO₂, включающая планы по постепенному отказу от использования ископаемых углеводородных источников энергии, указывает на нецелесообразность продолжения создания новых самолётов с авиадвигателями, работающими на традиционном нефтяном авиатопливе. В то же время, полный отказ от нефтяного авиатоплива – предмет отдалённой перспективы, а на современном этапе уровень развития технологий в области альтернативных источников энергии таков, что их использование приводит к существенному удорожанию эксплуатации самолётов и авиаперевозок [3].

⁴ Стратегия социально-экономического развития Российской Федерации с низким уровнем выбросов парниковых газов до 2050 года (распоряжение Правительства Российской Федерации от 29 октября 2021 г. № 3052-р).

Тем не менее, ряд авиастроительных компаний на свой страх и риск продолжали после 2010 года работы по созданию новых типов и модификаций лёгких и региональных самолётов, в том числе исследуя возможность снижения перспективными самолётами выбросов CO₂ (таблица).

Современные и перспективные модели (типы) винтовых самолётов класса 15–19 мест⁵

| Производитель; модель (тип) | Конструкция | Страна | Год сертификации | Наличие СТ FAA, EASA, ФАВТ | Текущее состояние работ | Поставлено до конца 2023 г. | Макс. взлёт. масса, т | Макс. загрузка**** |
|---|-----------------------------|-----------|------------------|-------------------------------------|--------------------------|-----------------------------|-----------------------|---------------------------------|
| Традиционные самолёты* | | | | | | | | |
| Viking Air / de Havilland Canada; DHC-6-400 | модификация DHC-6 | Канада | 2010 | FAA, EASA, ФАВТ | серийное пр-во | 145 | 5,67 | 19 пасс./ 1,97 т |
| RUAG; Do-228NG / GA-ATS; Do-228NXT** | модификация Dornier 228-212 | Германия | 2010 | FAA, EASA | серийное пр-во | более 30 | 6,4 | 19 пасс. / 2,04 т |
| AVIC Harbin; Y12F | глубокая модификация Y12 | Китай | 2015 | FAA, EASA | серийное пр-во | менее 10 | 8,4 | 19 пасс. / 3,0 т / 3 LD3 |
| Aircraft Industries; L-410NG | модификация L-410UVP-E | Чехия | 2017 | FAA, EASA, ФАВТ | серийное пр-во | н/д | 7,0 | 19 пасс. / 2,3 т |
| PTDI; N-219 Nurtanio | оригинальная разработка | Индонезия | 2020 | нет | серийное пр-во | 0 (есть 1 лётный экземпляр) | 7,03 | 19 пасс. / 2,31 т |
| Textron Aviation; Cessna 408 SkyCourier | оригинальная разработка | США | 2022 | FAA | серийное пр-во | 24 | 8,618 | 19 пасс. / 2,72 т / 3 LD3 |
| HAL; Hindustan 228*** | модификация Dornier 228-212 | Индия | 2022 | нет | серийное пр-во | 1 | 6,2 | 19 пасс. / 1,62 т |
| de Havilland Canada; DHC-6-300-G | модификация DHC-6 | Канада | н/д | н/д | в 2023 г. начаты продажи | – | 5,67 | 19 пасс. / 1,96 т |
| NAL; Saras Mk2 | развитие проекта Saras | Индия | проект (2026) | – | идёт проектирование | – | 7,6 | 19 пасс. / 1,71 т |

⁵ По данным, опубликованным на официальных интернет-сайтах разработчиков/производителей самолётов, Федеральной авиационной администрации США, Европейского агентства по безопасности полётов, Росавиации и на других открытых интернет ресурсах.

Окончание таблицы

| Производитель; модель (тип) | Конструкция | Страна | Год сертификации | Наличие СТ FAA, EASA, ФАВТ | Текущее состояние работ | Поставлено до конца 2023 г. | Макс. взлёт. масса, т | Макс. загрузка**** |
|---|--|-----------|--------------------------|----------------------------|-------------------------------|-----------------------------|-----------------------|--------------------|
| Проекты самолётов новых схем (не полный перечень оригинальных разработок) | | | | | | | | |
| Aura Aero; ERA | электропривод 8 ВВ от гибридной СУ с 2 ГТД | Франция | проект (2028) | – | идёт проектирование | – | 8,6 | 19 пасс. / 1,9 т |
| COMAC; CE-25A | электропривод 10 ВВ от аккумуляторов | Китай | н/д | – | н/д | – | н/д | 19 пасс. |
| Embraer; E19-HE Energia | электропривод 2 ВВ от гибридной СУ с 2 ГТД на 100 % SAF | Бразилия | проект (2030) | – | проработка концепции и облика | – | н/д | 19 пасс. |
| Embraer; E19-H2FC Energia | электропривод 2 ВВ от топл. элементов, жидкий H ₂ | Бразилия | проект (2035) | – | проработка концепции и облика | – | н/д | 19 пасс. |
| Jekta; PHA-ZE 100 (амфибия) | электропривод 10 ВВ | Швейцария | проект (прототип в 2026) | – | проработка концепции и облика | – | н/д | 19 пасс. |
| Lyte Aviation; LA-44 X Prime (конвертоплан) | гибридная СУ: 4 ТВД с 4 ВВ + электропривод 4 ВВ от топл. элементов | н/д | проект (2030) | – | проработка концепции и облика | – | н/д | 19 пасс. |
| Pipistrel; Miniliner | электропривод 4 ВВ от топл. элементов | Словакия | проект (2030) | – | проработка концепции и облика | – | 8,5–9,0 | 19 пасс. |
| Проект ZeroAvia | | | | | | | | |
| ZeroAvia разрабатывает силовой агрегат (авиадвигатель), объединяющий в едином комплексе водородные топливные элементы и электродвигатель, вращающий вал с воздушным винтом. Планируется в 2025 году завершить создание силового агрегата ZA600 мощностью 500–750 кВт для самолётов на 9–19 мест, а в 2028 году – ZA2000 мощностью 2–5 МВт для самолётов на 40–80 мест. С 2023 года проходят лётные испытания прототипа ZA600, который установлен на штатном месте левого двигателя самолёта Dornier 228 (выполнено >10 полётов). ZeroAvia создала мобильную наземную систему для хранения водорода и заправки им самолёта. | | | | | | | | |

Примечания:

* Помимо представленных в таблице моделей сегодня в серийном производстве остаются **L-410UVP-E**, **M-28** (Ан-28), предыдущие модели Harbin **Y12**, а также деловые самолёты **Beechcraft B300**.

** **Do-228NXT** – маркетинговое название производимых сегодня компанией General Atomics AeroTec Systems самолётов. **Dornier 228NXT** не имеет принципиальных отличий от ранее производившихся компанией RUAG Aerospace Services **Dornier 228NG**.

*** **Hindustan 228** – доработанный компанией HAL для гражданского применения вариант серийно производимых в Индии по лицензии для индийской армии самолётов **Dornier 228**.

**** Для самолётов семейства DHC-6 вместо максимальной указана загрузка в тоннах, перевозимая на дальность 100 морских миль (~185 км). Также в колонке отмечена возможность самолётов по перевозке стандартных авиационных контейнеров LD3.

Рассматриваемые авиастроителями в последние годы концепции создания новых региональных самолётов, в том числе винтовых на 19 мест, можно разделить на две основные группы. Первая предусматривает оперативное создание новых самолётов по традиционным схемам (с традиционными силовыми установками (СУ), потребляющими нефтяное топливо) с целью их вывода на рынок в ближайшие годы для поддержания требуемой численности регионального парка по мере списания возрастных самолётов. Проекты в рамках этой концепции, зачастую, трудно отнести к новому поколению самолётов, так как их характеристики и конструкция кардинально не отличаются от эксплуатируемых сегодня моделей. Зато в большинстве своём эти проекты характеризуются высокой вероятностью их успешной реализации в короткие сроки.

Вторая концепция предусматривает создание нового поколения самолётов, которые на рубеже 2030 года или позже должны прийти на смену эксплуатируемым сегодня моделям. Учитывая «зелёные» тенденции последних лет, в рамках этой концепции практически всеми разработчиками ведутся исследования возможности существенного снижения выбросов CO₂, в том числе за счёт реализации принципиально новых технологий и конструктивных схем самолётов. В первую очередь рассматриваются различные варианты СУ, среди источников энергии которых можно выделить следующие основные.

– Газотурбинные двигатели (ГТД) традиционных схем, но использующие в качестве топлива «чистые» (100 %) синтетические керосины, то есть, синтетические керосины без их смешивания с нефтяными продуктами, как это требуется для эксплуатируемых сегодня ГТД. Это позволит полностью реализовать потенциал снижения выбросов CO₂ от использования SAF – устойчиво производимых видов топлива с низким уровнем выбросов CO₂ за их жизненный цикл.

– ГТД, близкие к традиционным схемам, использующие в качестве топлива водород (H₂).

– Водородные топливные элементы – устройства, вырабатывающие непосредственно электроэнергию путём потребления ими водорода как топлива.

– Электрические аккумуляторы.

ГТД могут рассматриваться как источники механической энергии для создания пропульсивной силы или как энергетические установки для выработки электрической энергии, которая уже в дальнейшем преобразуется в пропульсивную силу посредством электродвигателей. Рассматриваются также гибридные СУ, включающие ГТД и источники электрической энергии. Электрификация самолёта открывает также новые возможности для создания необычных конструктивных схем и компоновок, в том числе многие фирмы рассматривают распределённые СУ, предполагающие наличие на самолёте большого количества воздушных винтов при одном-двух источниках энергии.

Исследования в рамках второй концепции создания новых самолётов ведутся многими компаниями, но применительно к регулярным пассажирским перевозкам большинство известных проектов пока не вышли за этапы проработки концепций и демонстрации технологий в силу различных причин, в том числе неопределённости перспектив спроса на потенциально более дорогие в эксплуатации самолёты с нулевыми выбросами.

Тем не менее следует констатировать, что, независимо от успехов реализации перспективных проектов, в настоящее время в классе 15–19 мест, не считая Beechcraft B300, осуществляется серийное производство порядка 12 моделей семи типов самолётов (Cessna 408, DHC-6, Do-228, L-410, M-28, N-219, Y12). При современном уровне спроса на поставки – порядка 20–30 самолётов в год (не считая поставки Beechcraft B300) – такое количество предложений на рынке представляется избыточным. Возможно новые типы самолётов, появившиеся на рынке в 2020-е годы (Cessna 408, N-219), будут пользоваться бóльшим спросом, учитывая, что у Cessna 408 есть конкурентное преимущество – он создан авторитетным в этом классе самолётов разработчиком.

Объём потенциального спроса на поставки винтовых самолётов класса 15–19 мест гражданского назначения в долгосрочной перспективе

Мировой рынок в целом характеризовался многолетней устойчивой тенденцией роста объёмов авиаперевозок, несмотря на временные спады спроса (чаще регионального характера) из-за экономических или политических кризисов, военных действий, террористических, эпидемиологических и других угроз. Росту спроса на авиаперевозки способствовали и развитие инфраструктуры воздушного транспорта, и рост благосостояния населения, и научно-технический прогресс в области авиастроения и аэропортовой деятельности, позволивший существенно снизить стоимость авиаперевозок (в сопоставимых ценах), повысить их безопасность и комфортность. Основной объём рынка – примерно три четверти – обеспечивают пассажирские перевозки, при этом и в пассажирских, и в грузовых авиаперевозках преобладают регулярные.

Зарубежные эксперты придерживаются мнения, что в 2024 году будет завершено восстановление мирового рынка авиаперевозок после кризиса, вызванного пандемией Covid-19, и в дальнейшем его развитие пойдёт аналогично существовавшим ранее тенденциям. В период 2024–2042 гг. рост пассажирооборота ожидается со средними темпами, близкими к 4,5 % в год, а грузооборота – с темпами, близкими к 5 % в год [4–8], и в перспективе рынок достигнет ранее прогнозируемых абсолютных значений объёмов авиаперевозок с задержкой примерно на 4 года.

Основной объём пассажирских и грузовых перевозок обеспечивают магистральные самолёты, поэтому сегмент 19-местных самолётов разработчиками прогнозов зачастую игнорируется. Хотя некоторые зарубежные эксперты придерживаются мнения, что в обозримой перспективе всегда будут существовать маршруты, на которых необходимо будет использовать самолёты вместимостью <20 пассажиров [7]. Необходимость их использования будет определяться или слишком низкой интенсивностью авиасообщения, недостаточной для самолётов старших классов (например, рейсы с небольших островов), или существующими физическими ограничениями возможности использования самолётов старших классов (например, короткая взлётно-посадочная полоса, низкая прочность её покрытия). Даже если потребность в лёгких самолётах будет низкой, полностью отказаться от них без ущерба регулярной транспортной связанности территорий невозможно. В то же время, из-за многообразия условий оценить потребность в таких самолётах – непростая задача.

Опираясь на наиболее современные зарубежные оценки перспективного спроса на лёгкие самолёты <20 мест, опубликованные Японской авиастроительной корпорацией (JADC – рис. 3) [7] и институтом аэрокосмических технологий Великобритании (ATI) [8], можно сказать, что поставки новых винтовых самолётов класса 15–19 мест гражданского назначения (исключая сегмент деловых самолётов) в период до 2042 года в среднем будут составлять 44 пассажирских самолёта в год, а с учётом самолётов специального (например, медицинского), многоцелевого и грузового назначений – порядка 60 самолётов в год. Исходя из этого, суммарный объём поставок за период 2024–2042 гг. может составить 1140 самолётов, в том числе 835 пассажирских.

Более 40 % поставок новых пассажирских самолётов будет приходиться на Азиатско-Тихоокеанский регион (включая Китай и Индию), минимальный спрос (на уровне 1–3 %) ожидается со стороны стран Ближнего Востока и СНГ (без учёта России). Остальные ≈55 % поставок будут распределены между другими регионами мира при вероятном преобладании поставок в страны Латинской и Северной Америк. Ёмкость российского рынка, исходя из данных прогнозов, при этом может составить до 10 %.

В России ≈70 % пассажирооборота самолётов класса 15–19 мест приходится на местные авиалинии. Местное воздушное сообщение имеет потенциал многократного роста объёмов авиаперевозок, так как во многих регионах сохраняются проблемы обеспечения транспортной доступности населённых пунктов и объектов экономики, и средняя авиаподвижность населения



Рис. 3. Прогнозы JADC разных лет перспективной численности парка пассажирских винтовых самолётов класса 15–19 мест

в местном сообщении уступает средней по России [9, 10]. Однако, подавляющее количество направлений местных авиаперевозок не может существовать без финансовой государственной поддержки. Анализ различных открытых данных о реализуемых программах государственного субсидирования регионального и местного воздушного сообщения в сопоставлении с фактическим изменением направлений и объёмов выполняемых авиаперевозок свидетельствует о крайне высокой зависимости рынка местных авиаперевозок от мер государственной поддержки. Во многих регионах государство фактически определяет объёмы местного авиасообщения.

Результаты проведённых авторами исследований современных тенденций изменения авиаподвижности населения регионов и потенциала роста объёмов местных авиаперевозок, учитывающие в том числе результаты ранее проведённых исследований [9, 10], показывают, что пассажирооборот винтовых самолётов класса 15–19 мест российских эксплуатантов может увеличиться до 295 млн пасс. км в 2042 году. Потребность в пассажирском парке таких самолётов при этом авторами оценивается в 140 ед. на 2042 год. С учётом спроса на грузовые и специальные варианты, а также спроса со стороны авиации общего назначения (АОН) суммарная потребность российских эксплуатантов в парке винтовых самолётов класса 15–19 мест оценивается авторами в 160 ед. на 2042 год.

Заключение

Существует потребность в обновлении мирового гражданского парка винтовых пассажирских самолётов класса 15–19 мест. Но предложение на рынок нового поколения самолётов этой размерности задержалось, в том числе из-за существующей неопределённости с перспективами спроса на самолёты с альтернативными источниками энергии.

Российский парк винтовых 19-местных самолётов достаточно молодой, но продолжение его эксплуатации сопряжено с проблемами, вызванными санкциями западных стран в отношении России. Это, наряду с наличием в транспортной системе страны объективной потребности в эксплуатации пассажирских самолётов класса 19 мест, делает актуальным создание нового отечественного самолёта такой размерности.

При выборе концепции создания нового российского 19-местного самолёта и его основных обликовых характеристик следует учитывать мировые тенденции, но, прежде всего, исходить из условий его внутреннего применения для пассажирских перевозок в основном на Севере

и Дальнем Востоке России, характеризующихся суровыми климатическими условиями, большими дальностями полёта, короткими взлётно-посадочными полосами.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. The General Aviation Manufacturers Association (GAMA) [Электронный ресурс]. URL: <https://gama.aero/facts-and-statistics/statistical-databook-and-industry-outlook> (дата обращения: 28.02.2024).
2. ИКАО Doc 10184. Действующие резолюции Ассамблеи (по состоянию на 7 октября 2022 года). ИКАО, 2022. С. I-87–I-107.
3. Анализ влияния международных экологических стандартов на развитие гибридных, электрических и использующих водород силовых установок и оснащённых ими летательных аппаратов и разработка предложений по развитию обеспечивающей инфраструктуры: Отчёт о научно-исследовательской работе. Москва: ГосНИИ ГА, 2021. С. 53–82.
4. *Market Outlook 2023*. Embraer, 2023. URL: <https://www.embraercommercialaviation.com/market-outlook>
5. *Commercial Market Outlook 2023–2042*. Boeing, 2023. URL: <https://www.boeing.com/commercial/market/commercial-market-outlook>
6. *Global Market Forecast 2023 (2023–2042)*. Airbus, 2023. URL: <https://www.airbus.com/en/products-services/commercial-aircraft/market>
7. *Worldwide Market Forecast (2023 – 2042)*. JADC, 2023. URL: <http://www.jadc.jp/en/data/forecast>
8. *Market Forecasts & Exploitation Strategy*. Report No. FZO-CST-REP-0043, Aerospace Technology Institute – FlyZero, 2022.
9. Самойлов И. А., Бородин М. А., Кипчарский Д. А., Страдомский О. Ю. Мониторинг состояния и потребности рынка региональных и местных авиаперевозок в современных самолётах // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2013. № 3. С. 98–106.
10. Выбор и обоснование параметров перспективных самолётов МВЛ, в том числе комплекса бортового радиоэлектронного оборудования, с учётом особенностей эксплуатации: Отчёт о научно-исследовательской работе. Москва: ГосНИИ ГА, 2018. С. 31–69.

References

1. The General Aviation Manufacturers Association (GAMA) [Electronic resource]. URL: <https://gama.aero/facts-and-statistics/statistical-databook-and-industry-outlook> (accessed: 28.02.2024).
2. ICAO Doc 10184. Assembly Resolutions in Force (as of 7 October 2022). ICAO, 2022, pp. I-79–I-96.
3. *Analysis of the impact of international environmental standards on the development of hybrid, electric and hydrogen powerplants and aircraft equipped with them and development of proposals for the development of supporting infrastructure: Research report*. Moscow, GosNII GA, 2021, pp. 53–82. (In Russ.)
4. *Market Outlook 2023*. Embraer, 2023. URL: <https://www.embraercommercialaviation.com/market-outlook>
5. *Commercial Market Outlook 2023–2042*. Boeing, 2023. URL: <https://www.boeing.com/commercial/market/commercial-market-outlook>
6. *Global Market Forecast 2023 (2023–2042)*. Airbus, 2023. URL: <https://www.airbus.com/en/products-services/commercial-aircraft/market>
7. *Worldwide Market Forecast (2023 – 2042)*. JADC, 2023. URL: <http://www.jadc.jp/en/data/forecast>
8. *Market Forecasts & Exploitation Strategy*. Report No. FZO-CST-REP-0043, Aerospace Technology Institute – FlyZero, 2022.

9. Samoylov I. A., Borodin M. A., Kipcharskiy D. A. Stradomskiy O. Yu. Monitoring the condition and needs of the market of regional and local air transport in a modern aircraft. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2013, no. 3, pp. 98–106. (In Russ.)

10. *Selection and justification of the parameters of promising MVL aircraft, including the avionics complex, taking into account the peculiarities of operation: Research report*. Moscow, GosNII GA, 2018, pp. 31–69 (In Russ.)

Информация об авторах

Лесничий Игорь Владимирович, кандидат экономических наук, заместитель начальника отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, aviamarket@gosniiga.ru

Самойлов Игорь Анатольевич, кандидат технических наук, начальник отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, aviamarket@gosniiga.ru

Самойлов Владислав Игоревич, кандидат экономических наук, старший научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, aviamarket@gosniiga.ru

Страдомский Олег Юрьевич, кандидат технических наук, директор Авиационного сертификационного центра, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, stradomskiyou@gosniiga.ru

Authors information

Lesnichiy Igor V., Candidate of Sciences (Economics), Deputy Head of Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, aviamarket@gosniiga.ru

Samoylov Igor A., Candidate of Sciences (Engineering), Head of Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, aviamarket@gosniiga.ru

Samoylov Vladislav I., Candidate of Sciences (Economics), Senior Research Fellow, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, aviamarket@gosniiga.ru

Stradomskiy Oleg Yu., Candidate of Sciences (Engineering), Director of the Aviation Certification Center, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, stradomskiyou@gosniiga.ru

Статья поступила в редакцию 18.09.2024; одобрена после рецензирования 21.11.2024; принята к публикации 29.11.2024.

The article was submitted 18.09.2024; approved after reviewing 21.11.2024; accepted for publication 29.11.2024.

Научная статья
УДК 629.735

ПРОГНОЗЫ РАЗВИТИЯ СТРУКТУРЫ И СОСТАВА САМОЛЁТНОГО ПАРКА И ПАССАЖИРСКИХ ПЕРЕВОЗОК ПО СЕТИ АВИАЛИНИЙ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

А. А. ФРИДЛЯНД, Р. Р. НИЗАМЕТДИНОВ, В. П. ГОРБУНОВ

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. Разработаны сценарные прогнозы развития авиапарка и пассажирских перевозок отечественной гражданской авиации (ГА), выявлена область неопределённости сценарных прогнозов воздушных перевозок на период до 2030 г. Проведён анализ перевозок российскими авиакомпаниями пассажиров на маршрутной сети внутренних воздушных линий (ВВЛ) между регионами (федеральными округами России), выявлена динамика указанных перевозок между регионами за период 9 мес. 2019 года (последнего года предковидного периода), 2021 и 2024 годов. При классификации эксплуатируемых воздушных судов (ВС) использовано разделение состава самолётного парка, в том числе по группам (дальнемагистральные, среднемагистральные, ближнемагистральные, региональные и самолёты местных воздушных линий (ВЛ)), учитывающее выявленную взаимосвязь величины среднего удельного показателя затрат на воздушные перевозки на один тонно-километр с массой пустого снаряжённого самолёта по классам ВС.

Ключевые слова: транспортные системы страны, прогноз авиаперевозок, прогноз парка самолётов, структура авиаперевозок, себестоимость авиаперевозок

Для цитирования: Фридлянд А. А., Низаметдинов Р. Р., Горбунов В. П. Прогнозы развития структуры и состава самолётного парка и пассажирских перевозок по сети авиалиний отечественной гражданской авиации // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 48. С. 115–125.

FORECASTS OF THE DEVELOPMENT OF THE STRUCTURE AND COMPOSITION OF THE AIRCRAFT FLEET AND PASSENGER TRAFFIC ON THE DOMESTIC CIVIL AVIATION AIRLINE NETWORK

A. A. FRIDLYAND, R. R. NIZAMETDINOV, V. P. GORBUNOV

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

Abstract. Scenario forecasts of the development of the fleet and passenger transportation of domestic civil aviation have been developed, the area of uncertainty of scenario forecasts of air transportation for the period up to 2030 has been identified. An analysis of passenger transportation by Russian airlines on the route network of domestic airlines between regions (federal districts of Russia) has been carried out, the dynamics of these transportation between regions for the period of 9 months of 2019 has been revealed (the last year of the ancestral period), 2021 and 2024. When classifying operated aircraft, the division of the aircraft fleet was used, including by groups (long-haul, medium-haul, short-haul, regional and local air lines), taking into account the revealed relationship between the value of the average unit cost of air transportation per ton-kilometer with the mass of an empty equipped aircraft by class aircraft.

Keywords: the country’s transport systems, the forecast of air transportation, the forecast of the fleet of aircraft, the structure of air transportation, the cost of air transportation

For citation: Fridlyand A. A., Nizametdinov R. R., Gorbunov V. P. Forecasts of the development of the structure and composition of the aircraft fleet and passenger traffic on the domestic civil aviation airline network. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no. 48, pp. 115–125. (In Russ.)

Введение

В условиях роста конкуренции на рынке авиаперевозок авиакомпаниям – коммерческим эксплуатантам гражданских ВС важно повышать конкурентоспособность оказываемых транспортных услуг, что определяется уровнем эксплуатационно-технического совершенства, структурой и составом располагаемого парка ВС, эффективностью управления их эксплуатацией и коммерческим использованием на сети авиалиний. Важное значение имеет выбор авиапарка, обеспечивающего конкурентоспособные операционные расходы (себестоимость) при соблюдении норм безопасности полётов [1], экологических требований [2] и комфорта для пассажиров.

Из-за санкционных ограничений в отечественной ГА после весны 2022 года наблюдалась динамика сокращения парка ВС российских авиакомпаний на ~10,4 % (иностраннх ВС – на 13,3 %, отечественных – на 5,2 %) при этом наблюдается рост коммерческой загрузки ВС российских авиакомпаний с 74,5 % в 2020 г. до 89,4 % на сентябрь 2024 г.

В статье представлены результаты исследования и прогнозов развития авиапарка, построенные на основе двух различающихся сценарных условий деятельности, а также развития сети пассажирских перевозок отечественной ГА. Исследование проведено в рамках выполнения поручений органа государственного регулирования в области ГА.

Сценарные прогнозы развития авиапарка и пассажирских перевозок ГА

При прогнозировании авиаперевозок отечественной ГА на период до 2030 года (рис. 1) рассматриваются различные варианты сценариев условий развития отрасли, зависящие от внешних ограничений при формировании (производстве, приобретении) авиапарка и его коммерческом использовании. Варианты сценариев связаны с различными темпами производства авиатехники, решениями и рисками их реализации в сфере авиапрома [3]. Основные факторы риска при моделировании развития авиапарка – уже наблюдаемый сегодня дефицит гражданских ВС и сроки реализации планов поставок новых типов ВС отечественного авиапрома в условиях

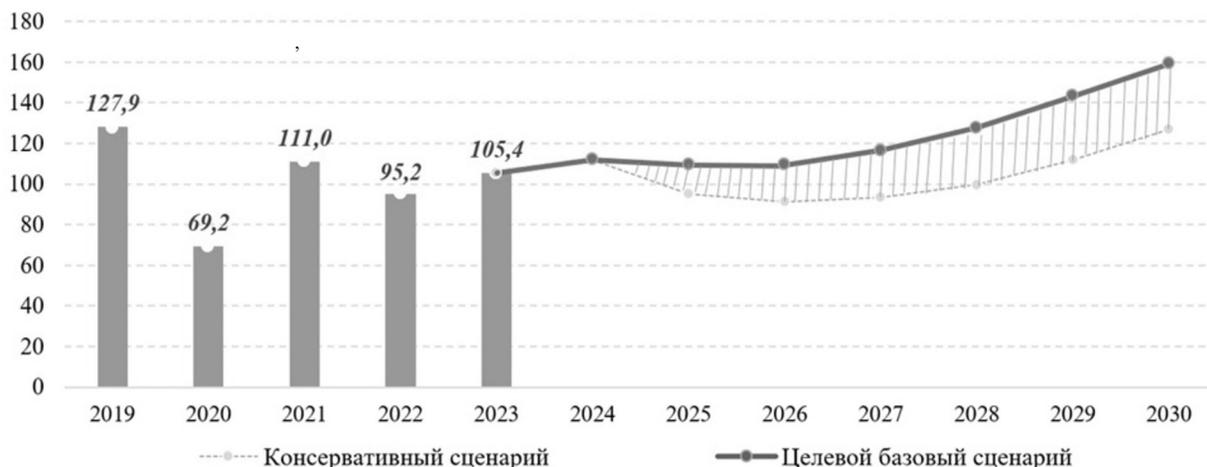


Рис. 1. Сценарный прогноз авиаперевозок отечественной ГА, млн пасс.

международных санкций и рестрикций. Высокие риски реализации негативных версий консервативного сценария влекут необходимость реализации Минтрансом и Минпромторгом России совместных мер по выбору приемлемых стратегических решений и эффективной подготовке к их осуществлению.

Целевой базовый сценарий: до конца 2030 г. списывается по прогнозам руководителей инженерно-авиационных служб (ИАС) крупнейших российских авиакомпаний от II кв. 2024 года $\approx 33,9$ % ВС зарубежного производства (кроме A320neo и A321neo модели 251N с двигателями Leap1A); A320/321neo модели 271N с двигателями P&W – прекращается эксплуатация до начала 2026 г., поставки новых типов российских ВС – в соответствии с действующими планами Минпромторга России [4].

Консервативный сценарий: до конца 2030 г. списывается по прогнозам руководителей ИАС крупнейших российских авиакомпаний от II кв. 2024 года ≈ 56 % ВС иностранного производства (кроме A320neo и A321neo модели 251N с двигателями Leap1A); A320/321neo модели 271N с двигателями P&W – прекращается эксплуатация до начала 2026 г., поставки новых типов российских ВС идут с 2026 г. и далее – в соответствии с действующими планами Минпромторга России с понижающим коэффициентом (в среднем) 0,85 и более умеренным прогнозом пассажирской производительности полётов ВС (ниже на 1,5 % относительно целевого сценария).

Прогнозные оценки объёмов перевозок пассажиров отечественным воздушным транспортом на 2024–2030 гг. рассчитаны с учётом:

- наблюдаемой динамики авиаперевозок за 9 мес. (январь 2024 – сентябрь 2024) и с учётом ожидаемого изменения парка к концу 2024 года;
- экспертного прогноза выбытия (списания) возрастных ВС производства СССР Ан-2, Ан-3, Ан-24, Ан-26, Ан-28 и Ан-30, Як-42 и Як-40 из-за выработки ресурсов ВС;
- соотношения объёмов воздушных перевозок на ВВЛ и международных воздушных линиях (МВЛ) по итогам 9 мес. 2024 года;
- годовой производительности ВС (по перевозке пассажиров) на один среднесписочный ВС по каждому типу ВС, эксплуатируемому российскими авиакомпаниями, определяемой по данным форм федерального статистического наблюдения 12-ГА «Сведения о перевозках пассажиров и грузов»¹, 33-ГА «Сведения о работе воздушных судов»². и 32-ГА «Сведения о парке воздушных судов»³ за 2023 г.;
- относительно высоких, темпов роста авиаперевозок по региональным направлениям из аэропортов Сибирского, Дальневосточного, Уральского федеральных округов (в первую очередь, на маршрутах минуя Москву), наблюдаемых в период 2022–2023 гг. с постепенным замедлением с 2024 по 2030 гг.

Основные причины вывода ВС отечественного и иностранного производства из эксплуатации в российских авиакомпаниях:

- выработка ресурсов возрастных ВС производства СССР;
- отсутствие чёткой нормативной базы по дальнейшему продлению ресурсов ВС производства СССР;
- отсутствие в достаточном количестве необходимых агрегатов и запчастей для поддержания лётной годности как возрастных ВС производства СССР, так и иностранных из-за санкционных ограничений, а также рост стоимости агрегатов и запчастей.

¹ Отраслевая форма госстатотчётности 12-ГА «Сведения о перевозках пассажиров и грузов», утверждённая приказом Росстата от 21.06.2022 № 450.

² Отраслевая форма госстатотчётности 33-ГА «Сведения о работе воздушных судов», утверждённая Постановлением Росстата от 18.07.2007 № 57.

³ Отраслевая форма госстатотчётности 32-ГА «Сведения о парке воздушных судов», утверждённая Постановлением Росстата от 18.07.2007 № 57.

Прогнозная динамика (потребности) российских авиакомпаний в парке ВС в разбивке по специализированным группам типов ВС (количество ВС по состоянию на конец года) по рассматриваемым в статье сценариям приведена в табл. 1 и табл. 2.

Таблица 1

Прогнозная динамика (потребности) авиакомпаний в парке ВС. Целевой базовый сценарий

| Группы ВС | 2024 | 2025 | 2026 | 2027 | 2028 | 2029 | 2030 |
|-----------------------------|-------------|-------------|-------------|-------------|-------------|-------------|-------------|
| Отечественные ВС | | | | | | | |
| Дальнемагистральные | 2 | 2 | 4 | 6 | 9 | 12 | 14 |
| Среднемагистральные | 3 | 3 | 41 | 98 | 183 | 285 | 385 |
| Ближнемагистральные | 173 | 171 | 199 | 225 | 251 | 277 | 304 |
| Региональные | 113 | 107 | 103 | 110 | 117 | 124 | 131 |
| Самолёты местных ВЛ | 117 | 112 | 133 | 174 | 277 | 380 | 493 |
| ИТОГО | 408 | 395 | 480 | 613 | 837 | 1078 | 1327 |
| ВС зарубежного производства | | | | | | | |
| Дальнемагистральные | 81 | 76 | 71 | 66 | 62 | 58 | 54 |
| Среднемагистральные | 480 | 414 | 386 | 360 | 336 | 314 | 293 |
| Ближнемагистральные | 21 | 20 | 18 | 17 | 16 | 15 | 14 |
| Региональные | 67 | 63 | 58 | 54 | 51 | 47 | 44 |
| Самолёты местных ВЛ | 39 | 37 | 34 | 32 | 30 | 28 | 26 |
| ИТОГО | 688 | 610 | 567 | 529 | 495 | 462 | 431 |
| ВСЕГО | 1096 | 1005 | 1047 | 1142 | 1332 | 1540 | 1758 |

Таблица 2

Прогнозная динамика (потребности) авиакомпаний в парке ВС. Консервативный сценарий

| Группы ВС | 2024 | 2025 | 2026 | 2027 | 2028 | 2029 | 2030 |
|-----------------------------|-------------|------------|------------|------------|-------------|-------------|-------------|
| Отечественные ВС | | | | | | | |
| Дальнемагистральные | 2 | 2 | 4 | 6 | 8 | 10 | 12 |
| Среднемагистральные | 3 | 3 | 25 | 68 | 132 | 231 | 329 |
| Ближнемагистральные | 173 | 171 | 192 | 213 | 234 | 258 | 283 |
| Региональные | 113 | 107 | 101 | 106 | 111 | 117 | 123 |
| Самолёты местных ВЛ | 117 | 112 | 127 | 157 | 241 | 334 | 432 |
| ИТОГО | 408 | 395 | 449 | 550 | 726 | 950 | 1179 |
| ВС зарубежного производства | | | | | | | |
| Дальнемагистральные | 81 | 65 | 59 | 53 | 47 | 42 | 38 |
| Среднемагистральные | 480 | 356 | 320 | 287 | 257 | 231 | 206 |
| Ближнемагистральные | 21 | 17 | 15 | 14 | 12 | 11 | 10 |
| Региональные | 67 | 54 | 48 | 43 | 39 | 35 | 31 |
| Самолёты местных ВЛ | 39 | 32 | 28 | 25 | 23 | 20 | 18 |
| ИТОГО | 688 | 524 | 470 | 422 | 378 | 339 | 303 |
| ВСЕГО | 1096 | 919 | 919 | 972 | 1104 | 1289 | 1482 |

В соответствии с планами Минпромторга России [1] для нужд ГА с 2024 до 2030 года планируется поставить авиаперевозчикам 990 самолётов, в т. ч. 142 ед. SJ-100, 270 ед. МС-21-310, 51 ед. Ил-114-300, 113 ед. Ту-214, 12 ед. Ил-96-300, 105 ед. ТВРС-44 «Ладога», 158 ед. «Освей» (ЛМС-192) и 139 ед. «Байкал» (ЛМС-901).

Основу отечественного парка ВС в перспективе составят SJ-100, МС-21-310, Ил-114-300, Ту-214 и Ил-96-300.

Объём производства SJ-100 с пермскими авиадвигателями запланирован на уровне 28 самолётов ежегодно с 2027 года, Ту-214 с 2028 года будут строиться в количестве 28–30 ед. в год, МС-21 с 2029 года планируется производить по 72 ед. в год и Ил-96-300 с 2026 года по 2–3 ед. в год.

В соответствии с целевым базовым сценарием количество отечественных самолётов в нашей ГА, как ожидается, увеличится с 408 (на конец 2024 года) до 1327 ед. (на конец 2030 года). Общее количество самолётов (отечественные и зарубежного производства) в коммерческом использовании увеличится с 1096 (на конец 2024 года) до 1758 ед. (на конец 2030 года).

Используемая в исследовании классификация самолётов и её взаимосвязь с дифференциацией эксплуатационных затрат

Результаты проведённого авторами статьи исследования статистики расходов авиакомпаний на воздушные перевозки показали, что деятельность отечественной ГА характеризуется существенной дифференциацией себестоимости авиаперевозок на самолётах различной размерности (массы): в региональной авиации себестоимость перевозок в 3,0–3,5 раза превышает аналогичные показатели средне- и дальнемагистральных самолётов. Аналогично у самолётов местных ВЛ себестоимость перевозок на порядок превышает соответствующий показатель средне- и дальнемагистральных самолётов, что объясняет сложности поддержания рентабельности авиаперевозок и потребности в субсидировании в сегментах региональных и, особенно, местных авиаперевозок (табл. 3).

Таблица 3

Себестоимость авиаперевозок отечественной ГА (по классам самолётов)

| Класс самолёта | Масса пустого снаряжённого самолёта, т | Себестоимость 1 т·км на ВВЛ, руб. |
|---------------------|--|-----------------------------------|
| Местных ВЛ | до ~4,0 | ~440–460 |
| Региональные | от ~4,0 до 15,5 | ~130–360 |
| Ближнемагистральные | от 15,5 до 28,8 | ~50–100 |
| Среднемагистральные | от 28,8 до 43,0 | ~50 |
| Дальнемагистральные | от 43,0 и выше | ~40–50 |

Около 75,5 % общей себестоимости перевозок российских авиакомпаний [5] включают четыре основные компоненты расходов, на которые в значительной мере влияют состав авиапарка и действующие механизмы госрегулирования: владение ВС (амортизация, аренда, лизинг) – 19,7 % средней отраслевой себестоимости авиаперевозок; техническое обслуживание и ремонт ВС – 11,2 %; авиационные горюче-смазочные материалы – 28,8 %; аэропортовое обслуживание – 15,8 %.

Источники представленных в табл. 3 данных – статистика расходов авиакомпаний по формам федерального статистического наблюдения 67-ГА «Отчёт о финансовой деятельности

авиапредприятий и организаций воздушного транспорта»⁴, 32-ГА «Сведения о парке воздушных судов», 33-ГА «Сведения о работе воздушных судов».

Классификация массы пассажирского самолёта путём деления её на составляющие по их функциональному назначению приведена в отраслевом стандарте «Самолёты пассажирские. Классификация массы»⁵.

Динамика и структура перевозок российских авиакомпаний

В период с 2016 по 2019 гг. пассажирские авиаперевозки в России интенсивно восстанавливались после кризиса 2014–2015 гг. и в целом выросли почти на 44 % (в среднем на 13,1 % в год), достигнув в 2019 году максимума в 128 млн пасс.

В 2020 году произошел спад авиаперевозок из-за пандемии коронавируса, который затронул практически все отраслевые рынки в отечественной экономике. Перевозки достаточно успешно восстанавливались в 2021 году, однако геополитические события и международные санкции привели к новому спаду в 2022 году – перевозки снизились до 95,22 млн пасс.

В 2022 году многие страны, в том числе большинство европейских, США, Канада, Япония, Австралия и другие, ввели санкции против российских авиаперевозчиков (что коснулось не только расписания полётов, но и доступа к приобретению и ремонту самолётов, поставкам запчастей).

На внутреннем рынке были закрыты перевозки через 11 южных аэропортов, годовой потенциал которых оценивался в 18 млн пассажиров в год. К настоящему времени восстановились полёты только через один из них – Элисту.

Сохранение парка ВС и их поддержание в состоянии лётной годности явились важнейшими результатами реализации мер государственной поддержки предприятий ГА, направленных на восстановление пассажирских перевозок по внутрироссийским и международным направлениям.

Аэрофлоту удалось компенсировать часть финансовых потерь за счёт расширения сети маршрутов внутри страны и в страны, которые открыты для отечественных операторов. По данным авиакомпании в 2022 году пассажиропоток на ВВЛ вырос на 7,6 %, однако из-за падения перевозок на МВЛ в целом пассажиропоток в 2022 году снизился на 4,2 %. В 2023 году относительно 2022 г. пассажиропоток авиакомпании на ВВЛ вырос на 8,4 %, на МВЛ на 85,2 %, а в целом – на 22,8 %.

В 2023 г. в целом по отрасли перевозки пассажиров выросли на 10,7 % по сравнению с 2022 г., до 105,4 млн пассажиров, в том числе на ВВЛ – на 6,8 % (до 83 млн пассажиров), на МВЛ – на 28,4 % (до 22,4 млн пассажиров).

За 2023 год перевозки на ВВЛ в целом на 13,6 % превысили объём пассажиропотока в предковидном 2019 году. При этом перевозки на МВЛ составили лишь 40,9 % от годового пассажиропотока на МВЛ 2019 года. По статистическому отчёту формы 15-ГА⁶ за 2023 г. иностранными авиакомпаниями через российские аэропорты перевезено 17,6 млн пассажиров, что в 1,4 раза больше, чем в 2022 г. (12,6 млн пассажиров).

В 2024 году рост перевозок российских авиакомпаний продолжился: в течение 9 мес. 2024 года пассажиропоток отечественных авиакомпаний вырос на 6,2 %.

Для анализа изменений структуры маршрутной сети на ВВЛ в 2019–2024 гг., возникших в связи с необходимостью облёта опасных зон для ВС отечественных авиакомпаний в условиях

⁴ Отраслевая форма госстатотчётности 67-ГА (фин) «Отчёт о финансовой деятельности авиапредприятий и организаций воздушного транспорта», утверждённая Приказом Федеральной авиационной службы России от 26 мая 1997 г. № 99.

⁵ Отраслевой стандарт ОСТ 1 00434-81 «Самолёты пассажирские. Классификация массы». Распоряжение Министерства авиационной промышленности СССР от 25.09.1981 № 087-16.

⁶ Отраслевая форма госстатотчётности 15-ГА «Сведения об объёмах перевозок через аэропорты», утверждённая постановлением Федеральной службы государственной статистики от 31 декабря 2004 г. № 163.

действующих санкционных ограничений, проведена оценка состояния воздушных перевозок пассажиров по сети маршрутов между регионами России за 9 мес. 2024 года в сопоставлении с аналогичной информацией 2019 и 2021 гг. (табл. 4–6).

Таблица 4

Перевозки пассажиров за 9 мес. 2019 г., ВВЛ, тыс. пасс.

| Федеральный округ | ЦФО | ДФО | ПФО | СЗФО | СФО | УФО | СКФО | ЮФО |
|-------------------|-------|------|------|------|------|------|------|-------|
| ЦФО | 588 | 2721 | 6420 | 6418 | 4571 | 4847 | 3256 | 11490 |
| ДФО | | 1537 | 71 | 51 | 1420 | 177 | 1 | 57 |
| ПФО | | | 123 | 891 | 155 | 722 | 26 | 1078 |
| СЗФО | | | | 1219 | 486 | 677 | 333 | 1982 |
| СФО | | | | | 1073 | 545 | 29 | 676 |
| УФО | | | | | | 735 | 181 | 1286 |
| СКФО | | | | | | | 1 | 103 |
| ЮФО | | | | | | | | 302 |
| Всего | 56248 | | | | | | | |

Таблица 5

Перевозки пассажиров за 9 мес. 2021 г., ВВЛ, тыс. пасс.

| Федеральный округ | ЦФО | ДФО | ПФО | СЗФО | СФО | УФО | СКФО | ЮФО |
|-------------------|-------|------|------|------|------|------|------|-------|
| ЦФО | 700 | 2883 | 6302 | 6765 | 4676 | 4221 | 4039 | 14477 |
| ДФО | | 1404 | 34 | 84 | 1570 | 161 | 3 | 65 |
| ПФО | | | 127 | 1694 | 238 | 908 | 107 | 2658 |
| СЗФО | | | | 1797 | 798 | 959 | 636 | 3276 |
| СФО | | | | | 1249 | 653 | 57 | 1430 |
| УФО | | | | | | 913 | 242 | 2263 |
| СКФО | | | | | | | 12 | 261 |
| ЮФО | | | | | | | | 437 |
| Всего | 68099 | | | | | | | |

Таблица 6

Перевозки пассажиров за 9 мес. 2024 г., ВВЛ, тыс. пасс.

| Федеральный округ | ЦФО | ДФО | ПФО | СЗФО | СФО | УФО | СКФО | ЮФО |
|-------------------|-------|------|------|------|------|------|------|------|
| ЦФО | 20 | 3561 | 7303 | 7662 | 4951 | 4638 | 4210 | 5055 |
| ДФО | | 1871 | 72 | 121 | 2554 | 319 | 7 | 116 |
| ПФО | | | 134 | 2816 | 736 | 1251 | 654 | 1888 |
| СЗФО | | | | 2247 | 1238 | 1496 | 863 | 1436 |
| СФО | | | | | 2295 | 1038 | 255 | 1295 |
| УФО | | | | | | 1216 | 684 | 1615 |
| СКФО | | | | | | | 29 | 153 |
| ЮФО | | | | | | | | 50 |
| Всего | 65849 | | | | | | | |

Изменения в маршрутной сети привели к изменению структуры распределения пассажирских перевозок между основными авиатранспортными узлами в 2022–2023 гг., наметившиеся тенденции продолжают и в 2024 году. Немаловажное влияние на объёмы и структуру авиаперевозок окажет процесс списания исчерпавших свой ресурс ВС как отечественного, так и зарубежного производства. Поступление в авиакомпании новых типов отечественных ВС намечено, в основном, после 2026 года.

Рассмотрим, на что указывают данные табл. 4–6. 2021 год можно охарактеризовать как период восстановления авиаперевозок пассажиров российскими авиакомпаниями после коронавирусной пандемии 2020 г., количество перевезённых пассажиров ВВЛ за 9 мес. 2021 г. на 21,1 % превышает даже показатели аналогичного периода доковидного 2019 г.

Интенсивный рост перевозок на ВВЛ в целом продолжается в 2024 году: количество перевезённых пассажиров на ВВЛ за 9 мес. 2024 г. выросло по сравнению с аналогичными показателями 9 мес. 2019 г. и 9 мес. 2023 г. на 17,1 % и 2,2 % соответственно, однако по сравнению с 9 мес. 2021 г. снизилось на 3,3 %.

При этом за 9 мес. 2024 г. относительно аналогичных периодов 2019 и 2021 гг. выросли перевозки внутри ДФО, СФО, УФО и СКФО, на линиях/маршрутах, связывающих СФО с ДФО, ПФО, УФО и СЗФО, а также на связывающих УФО с СЗФО, СКФО и ПФО; ПФО с СЗФО и СКФО; ЮФО с СФО; ДФО с ЦФО.

За 9 мес. 2024 г. относительно аналогичных периодов 2019 и 2021 гг. имел место значительный спад перевозок внутри ЦФО и ЮФО, а также на пассажиропотоках на линиях/маршрутах, связывающих ЮФО с ЦФО и СЗФО.

Происходят значительные изменения структуры загрузки маршрутной сети, в особенности растут перевозки, минуя Москву, из региональных центров по курортным и туристическим направлениям.

На внутренних линиях наибольшим спросом пользуются рейсы аэропортов Москвы, Санкт-Петербурга, Сочи, Калининграда, Минеральных Вод, Казани, Екатеринбурга, Новосибирска, Уфы. Наибольшие темпы роста пассажиропотока наблюдаются из аэропортов Урала и Сибири. За 9 месяцев 2024 года через отечественные аэропорты в сумме по ВВЛ и МВЛ перевезено около 101,3 млн пассажиров (рост на 7,4 % относительно аналогичного периода 2023 года).

Иностранные авиаперевозчики за 9 мес. 2024 года перевезли через российские аэропорты почти 15,1 млн пассажиров (рост на 14,7 % относительно аналогичного периода 2023 года). За этот же период российскими авиакомпаниями перевезено 86,1 млн пассажиров (рост на 6,2 % относительно аналогичного периода 2023 года – рис. 2), из них на ВВЛ перевезено 65,8 млн пассажиров (рост на 2,2 %), на МВЛ перевезено 20,3 млн пассажиров (рост на 21,5 %). Удельное

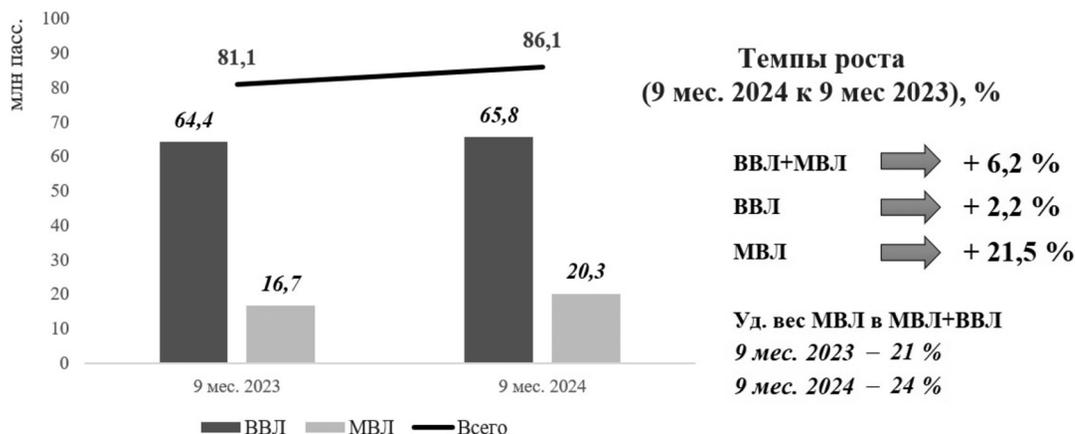


Рис. 2. Количество пассажиров, перевезённых российскими авиакомпаниями в январе – сентябре 2023–2024 гг.

количество пассажиров МВЛ в общей численности пассажиров составило в рассматриваемый период 24 % (в аналогичном периоде 2023 года – 21 %).

Заключение

В отечественной ГА имеет место заметная дифференциация себестоимости авиаперевозок на самолётах различных классов (массы): себестоимость перевозок самолётов региональной авиации в несколько раз превышает аналогичные показатели средне- и дальнемагистральных самолётов. У самолётов местных ВЛ себестоимость перевозок на порядок превышает аналогичные показатели средне- и дальнемагистральных самолётов, это объясняется сложностью поддержания рентабельности авиаперевозок и потребностью в субсидировании в сегментах региональных и, особенно, местных авиаперевозок.

Более 75 % себестоимости перевозок российских авиакомпаний – четыре основные компоненты расходов, на которые в значительной мере влияют состав авиапарка и действующие механизмы госрегулирования: владение ВС [6, 7] (амортизация, аренда, лизинг) – 19,7 %; техническое обслуживание и ремонт ВС – 11,2 %; авиационные горюче-смазочные материалы – 28,8 %; аэропортовое обслуживание – 15,8 %.

Из-за санкционных ограничений за последние 2,5 года произошло сокращение парка ВС отечественной ГА на ~10,4 % (иностраннх – на 13,3 %, отечественных – на 5,2 %), при этом наблюдается рост коммерческой загрузки ВС российских авиакомпаний на ~15 %, что говорит о существенном дефиците ВС в парке российских авиакомпаний.

С 2022 г. наблюдается изменение структуры загрузки маршрутной сети, особенно высокими темпами растут перевозки из региональных центров по курортным и туристическим направлениям минуя Москву.

Изменения в маршрутной сети уже к 2024 году привели к корректировке структуры распределения пассажирских перевозок между основными авиатранспортными узлами страны.

В настоящее время отсутствие возможности расширения парка ВС не позволяет авиакомпаниям нарастить объёмы авиаперевозок для удовлетворения спроса на пассажирские перевозки в ближнесрочной перспективе. Соответственно, имеются варианты по снижению дефицита парка ВС: приглашение иностранных перевозчиков для выполнения каботажных внутрироссийских рейсов, применение механизма мокрого лизинга самолётов у иностранных перевозчиков из дружественных стран. Принятие решений в данной сфере находится в компетенции российских авиационных властей.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. ИКАО Doc 9859. Руководство по управлению безопасностью полётов (РУБП). Издание четвёртое. ИКАО, Монреаль. 2018. 214 с.
2. Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. Охрана окружающей среды. Том II. Эмиссия авиационных двигателей. Издание пятое, июль 2023 года [Электронный ресурс]. URL: <https://elibrary.icao.int/reader/329840/&returnUrl%3DaHR0cHM6Ly9lbGlicmFyeS5pY2FvLmludC9wcm9kdWN0LzMyOTg0MA%3D%3D?productType=ebook> (дата обращения 02.12.2024).
3. Бычкова А. А. Имитационное моделирование рисков авиатранспорта при воздействии санкций на Россию // Вестник университета. 2023. № 6. С. 19–28. <https://doi.org/10.26425/1816-4277-2023-6-19-28>
4. Распоряжение Правительства Российской Федерации от 25 июня 2022 г. № 1693-р. Комплексная программа развития авиационной отрасли Российской Федерации до 2030 года (в редакции распоряжений

Правительства Российской Федерации от 11.03.2023 № 563-р, от 22.08.2023 № 2259-р, от 04.05.2024 № 1102-р) [Электронный ресурс]. URL: <http://government.ru/docs/all/141773/> (дата обращения 02.12.2024).

5. Фридлянд А. А., Низаметдинов Р. Р. Долговременные тенденции изменения структуры и эффективности использования парка воздушных судов российских авиапредприятий // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 47. С. 119–127.

6. Горбунов В. П. Метод формирования оптимальной линейки воздушных судов через параметрическое моделирование // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 46. С. 96–105.

7. Горбунов В. П., Самойленко В. М., Кузнецов С. В., Стручкова А. М. Анализ применимости корреляционно-регрессионных моделей для оценки факторов поставки авиатоплива в труднодоступные арктические районы Крайнего Севера // Научный вестник МГТУ ГА. 2022. № 25(6) С. 23–39.

<https://doi.org/10.26467/2079-0619-2022-25-6-23-39>

References

1. ICAO Doc 9859. Safety Management Manual. Fourth edition, ICAO, Montreal, 2018, 178 p.

2. Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation. Environmental protection. Volume II. The emission of aircraft engines. Fifth edition, July 2023 [Electronic resource]. Available at: <https://elibrary.icao.int/reader/329840/&returnUrl%3DaHR0cHM6Ly9lbGlicmFyeS5pY2FvLmludC9wcm9kdWN0LzMyOTg0MA%3D%3D?productType=ebook> (accessed 02.12.2024). (In Russ.)

3. Bychkova A. A. Air transport risk modelling simulation of the impact of the sanctions on Russia. *Vestnik universiteta*, 2023, no. 6, pp. 19–28. (In Russ.)
<https://doi.org/10.26425/1816-4277-2023-6-19-28>

4. Decree of the Government of the Russian Federation dated June 25, 2022 No. 1693-r. Comprehensive Program for the Development of the Aviation Industry of the Russian Federation until 2030 (as amended by the Orders of the Government of the Russian Federation dated 03.11.2023 no. 563-r, dated 08.22.2023 no. 2259-r, dated 05.04.2024 no. 1102-r) [Electronic resource]. Available at: <http://government.ru/docs/all/141773/> (accessed 02.12.2024). (In Russ.)

5. Fridlyand A. A., Nizametdinov R. R. Long-term trends in the structure and efficiency of the use of the fleet of aircraft of Russian airlines. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no. 47, pp. 119–127. (In Russ.)

6. Gorbunov V. P. Method for forming an optimal line of aircraft through parametric modeling, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no. 46, pp. 96–105. (In Russ.)

7. Gorbunov V. P., Samoilenko V. M., Kuznetsov S. V., Struchkova A. M. Analysis of the applicability of correlation and regression models to assess the factors of aviation fuel supply to the remote Arctic regions of the Far North. *Civil Aviation High Technologies*, 2022, no. 25(6), pp. 23–39. (In Russ.)

<https://doi.org/10.26467/2079-0619-2022-25-6-23-39>

Информация об авторах

Фридлянд Александр Абрамович, доктор экономических наук, кандидат технических наук, профессор, директор Научного центра, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, info@aeroprogress.ru

Низаметдинов Руслан Равилевич, начальник отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, Ruslan994@mail.ru

Горбунов Владимир Павлович, кандидат технических наук, заместитель генерального директора, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, vlad.gorbunov@bk.ru

Authors information

Fridlyand Alexander A., Doctor of Sciences (Economics), Candidate of Sciences (Engineering), Professor, Director of The Scientific Center, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, info@aeroprogress.ru

Nizametdinov Ruslan R., Head of Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, Ruslan994@mail.ru

Gorbunov Vladimir P., Candidate of Sciences (Engineering), Deputy General Director, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, vlad.gorbunov@bk.ru

Статья поступила в редакцию 18.06.2024; одобрена после рецензирования 25.11.2024; принята к публикации 02.12.2024.

The article was submitted 18.06.2024; approved after reviewing 25.11.2024; accepted for publication 02.12.2024.

Обзорная статья

УДК 656.7.052:351.814.335.82

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДИНАМИЧЕСКОЙ ПРОПУСКНОЙ СПОСОБНОСТИ СВОБОДНОГО ВОЗДУШНОГО ПРОСТРАНСТВА ПО БАЗОВЫМ СЕЧЕНИЯМ НАГРУЗКИ

С. Л. ОЛЕКСИН

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. В статье изложены результаты анализа существующей методологии определения нормативных значений пропускной способности (НПС) органов обслуживания воздушного движения (ОВД) Региональных центров организации воздушного движения (ОрВД) при внедрении свободной маршрутизации в верхнем воздушном пространстве Российской Федерации. Обоснована необходимость динамического управления пропускной способностью диспетчерских пунктов, представляющих интеллектуальные транспортные системы. Выявлены основные особенности и недостатки применения существующей методологии при оценке НПС секторов районных центров в динамической конфигурации их организационной структуры. Показана необъективность результатов таких оценок, негативно влияющих на обеспечение безопасности полётов при ОВД. Обоснована целесообразность радикального изменения концепции существующей методологии и разработки на её основе методик оценки НПС по базовым сечениям нагрузки диспетчеров управления воздушного движения (УВД), учитывающие эффективность ОрВД. Предложена новая методология определения НПС, удовлетворяющая основным требованиям и рекомендациям Глобального аэронавигационного плана и проекта Стратегии развития аэронавигационной системы Российской Федерации по динамическому управлению организационной структурой секторов (зон) районных диспетчерских центров, их пропускной способностью.

Ключевые слова: организация и обслуживание воздушного движения, базовое сечение нагрузки, воздушное судно, эффективность организации воздушного движения, технологические таблицы, интеллектуальные транспортные системы

Для цитирования: Олексин С. Л. Определение динамической пропускной способности свободного воздушного пространства по базовым сечениям нагрузки // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 48. С. 126–134.

DETERMINATION OF DYNAMIC FREE AIRSPACE CAPACITY FROM BASIC LOAD SECTIONS

S. L. OLEKSIN

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

Abstract. The article presents the results of the analysis of the existing methodology for determining the standard capacity values (NAC) of air traffic service units of Regional Air Traffic Management Centers, its features and taking into account the provision of technological procedures for the introduction of free routing in the upper airspace of the Russian Federation. The need for dynamic control of the capacity of control centers is substantiated, representing intelligent transport systems. The main shortcomings of the use of the

existing methodology are presented, which form the bias of the results obtained and have a negative impact on ensuring flight safety in air traffic services. The expediency of a radical change in the concept of the existing methodology and the development on its basis of fundamentally different methods for assessing the NAC by the basic load sections of direct air traffic controllers, taking into account the efficiency of air traffic management, is substantiated. A new methodology for determining the NAC is proposed, which meets the basic requirements and recommendations of the Global Air Navigation Plan and the of the Draft Strategy for the Development of the Air Navigation System of the Russian Federation for the dynamic management of the organizational structures of sectors (zones) of area control centers and their capacity.

Keywords: air traffic management and service, cross-section and basic load section, aircraft, efficiency of air traffic management, intelligent transport systems

For citation: Oleksin S. L. Determination of dynamic free airspace capacity from basic load sections. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no. 48, pp. 126–134. (In Russ.)

Введение

С целью реализации одного из основных направлений Глобального аэронавигационного плана по оптимизации структуры воздушного пространства секторов (зон) ОВД (сокращение протяжённости маршрутов, полётного времени, расхода топлива и увеличение пропускной способности зон ОВД) после подготовительной работы Главного центра Единой системы ОрВД, 13 июля 2023 года в секторе «Океанический» района полётной информации Магадан и в районе полётной информации Калининград Магаданского и Калининградского региональных центров внедрено воздушное пространство (ВП) свободной маршрутизации. В пределах этого пространства пользователи ВП и эксплуатанты могут свободно планировать траекторию полёта между заранее определёнными точками входа и выхода из зон ОВД. В связи с положительной динамикой и хорошими результатами проводимого эксперимента по свободной маршрутизации, администрацией ФГУП «Госкорпорация по ОрВД» принято решение о его расширении в 2024 году. Этот эксперимент продолжился в секторах верхнего воздушного пространства районного диспетчерского центра (РДЦ) Санкт-Петербургского Регионального центра Единой системы ОрВД. Однако при формировании потоков ВС все оперативные органы ОВД констатировали необходимость объективной и динамической оценки пропускной способности секторов РДЦ, поскольку специалисты планирования и координирования использования воздушного пространства не могут оперативно учитывать НПС, используя методику, утверждённую приказом Росавиации № 757 от 03.11.2012¹.

В этой методике нормативная пропускная способность определяется как некоторое фиксированное значение интенсивности воздушного движения (ВД), соответствующее установленному показателю загруженности диспетчерского персонала при неизменной структуре воздушного пространства. Эта концепция исключает управление пропускной способностью органов ОВД, зависящей от ёмкости ВП, и не предусматривает гибкость и динамику изменения организационной структуры секторов РДЦ и их пропускной способности, свойственные свободной маршрутизации [1].

В статье приведена аргументация необъективности расчётных данных, получаемых при применении утверждённой методики, изложены рекомендации по её корректировке.

Методы и методология исследований

Утверждённая и действующая в настоящее время методика определения НПС при внедрении гибкой структуры воздушного пространства в виде свободной маршрутизации генерирует

¹ Об утверждении Методики определения нормативов пропускной способности диспетчерских пунктов (секторов) органов обслуживания воздушного движения: Приказ Росавиации от 07.11.2012 № 757 [Электронный ресурс]. URL: <http://www.consultant.ru/544643/>

«двойственность» понятия пропускной способности (ПС) органов ОВД: предполагается динамичность, гибкость и управляемость организационной структурой ВП и её ПС, но по факту, она является стационарной, неуправляемой, а методология определения НПС – «аксиоматичной». Если сравнить требования и рекомендации Глобального аэронавигационного плана, а также основные положения проекта Стратегии развития аэронавигационной системы России и концепцию существующей методологии, то эта «двойственность» проявляется в целом ряде серьёзных недостатков, среди которых можно выделить:

- получаемые значения НПС предполагают неизменяемую структуру воздушного пространства, равномерный, нормированный и однородный поток ВС, который практически не встречается;
- аналитика определения пропускной способности актуальна только для двух значений показателя загруженности диспетчерского персонала (0,55 и 0,7);
- не предусмотрена оценка сложности технологических процессов ОВД;
- не предусмотрена оценка эффективности ОрВД;
- не учитывается риск локальных перегрузок диспетчеров УВД;
- отсутствуют методы/средства синхронизации плотности ВД с НПС.

В совокупности все эти недостатки ставят под сомнение объективность расчётных НПС секторов и зон ОВД (в данном случае РДЦ), получаемых при реализации основных положений существующей методологии. Эту гипотезу подтверждает также определение основного базового элемента методологии – показателя загруженности как отношения времени коммуникации диспетчера T_3 к общему времени его работы T_r . Этот показатель при эксплуатации современных автоматизированных систем УВД теряет свою актуальность, так как не учитывает затраты диспетчера по использованию периферийных устройств и выполнению им обязательных технологических процедур информационного обеспечения по протоколу OLDI [1].

Обеспечить объективность результатов возможно путём совершенствования методологии и созданных на её основе методик определения НПС органов ОВД. Существующая методология, как схематично показано на рис. 1, представляет собой последовательное выполнение вычислительных процедур. Так, исходя из установленного значения показателя загруженности ($ПЗ=0,55$), с учётом ряда структурных особенностей исследуемого сектора и диспетчерского пункта (ДП) РДЦ, определяется интенсивность воздушного движения (ИВД, λ), представляющая собой модель НПС. Показатель загруженности и ИВД являются постоянными параметрами. При изменении плотности ВД (N) значение НПС остаётся неизменным. Данная концепция не предполагает динамичность, гибкость и управляемость НПС зон ОВД, синхронизированных с изменением их организационной структуры и плотностью ВД.

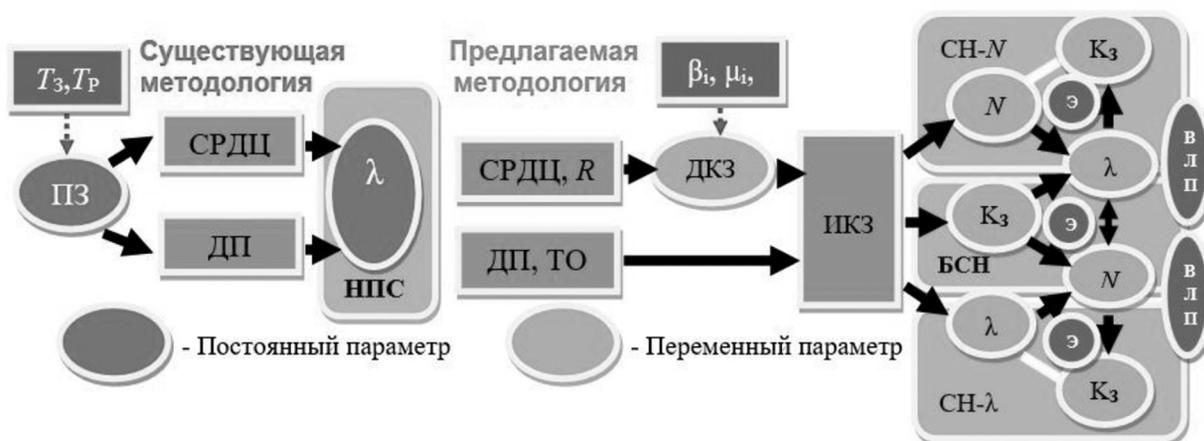


Рис. 1. Совершенствование, актуализация и развитие методов определения НПС РДЦ

Используя концепцию динамичной ПС, предлагается усовершенствовать существующую методологию. Этот процесс следует начинать с оценки организационно-структурных особенностей исследуемого сектора РДЦ (СРДЦ) и параметров потока ВС (R), что позволяет определить дифференциальный коэффициент занятости (ДКЗ) диспетчера УВД решением задач определённого класса (оперативного управления, процедурного контроля и информационного обеспечения технологических процессов). Следует заметить, что в данном случае ДКЗ представляет собой отношение интенсивности потока задач (β_i) к интенсивности их решения (μ_i) и является переменным параметром. Затем, в соответствии с организационной структурой диспетчерского пункта (ДП) и технологической особенностью (ТО) решения задач по ОВД, следует определить интегральный коэффициент занятости диспетчера (ИКЗ). Далее реализуется любая из трёх моделей оценки ПС в виде сечения нагрузки по плотности ВД (СН- N), сечения нагрузки по ИВД (СН- λ) или базового сечения нагрузки (БСН, аналог НПС) [2].

Первая модель. Фиксируется любая установленная величина плотности ВД и по множеству значений предполагаемой ИВД оценивается тенденция изменения загрузки K_z диспетчерского персонала.

Вторая модель. Принцип реализации аналогичен первой модели. Особенность заключается только в фиксируемом параметре. В этом случае фиксируется ИВД и по множеству значений предполагаемой плотности ВД также оценивается загрузка K_z диспетчерского персонала.

Все три параметра связаны между собой аналитически, поэтому возможно синхронизировать интенсивность и плотность ВД. Диапазоны оценок этих параметров могут изменяться в зависимости от требований, предъявляемых к показателям эффективности ОрВД [3]. При лояльных требованиях к эффективности (\mathcal{E}) диапазон изменения переменных параметров будет увеличиваться, в противном случае – уменьшаться. Таким образом устанавливается соотношение интенсивности и плотности ВД, соответствующее установленной загруженности диспетчеров УВД.

Третья модель. Является аналогом НПС сектора в динамической конфигурации. Задавшись любым значением загруженности диспетчера, изменяя любой из параметров (плотность или интенсивность) ВД по принципу, изложенному выше, устанавливается соотношение параметров (слот). Предельные значения диапазонов изменения плотности и интенсивности ВД зависят от требований, устанавливаемых исследователем к вероятности локальной перегрузки [4].

Предлагаемый метод оценки ПС секторов РДЦ основан на комплексном анализе процессов ОВД, динамике развития воздушной обстановки и технологических особенностях функционирования диспетчерского пункта. Метод позволяет определить базовые сечения нагрузки, как допустимые соотношения между значениями интенсивности и плотности ВД, исходя из установленной загруженности диспетчерского персонала, ряда структурных особенностей зон ОВД, степени автоматизации эксплуатируемой системы ОВД и некоторых технологических особенностей решения задач по ОВД определённого класса. При этом значения ИКЗ и ДКЗ могут задаваться произвольно от 0 до 1, включая нормативные (0,55 и 0,7).

Метод предполагает следующий алгоритм (последовательность вычислительных процедур):

1. Анализируется организационная структура сектора РДЦ с указанием особенностей ВД:
 - количество точек входа/выхода в/из сектора (рубежей приёма-передачи ОВД и обязательных донесений);
 - длина наибольшей из воздушных трасс – L_{\max} ;
 - количество характерных точек схождения маршрутов, в которых возможно возникновение потенциально-конфликтных ситуаций (ПКС) – C .

2. Определяется показатель организационно-структурных особенностей R : $R = \lambda t$, или его приведённое значение R_1 : $R_1 = R / L_{\max}$. Для этого предварительно задаются средневзвешенное значение времени нахождения ВС в зоне ответственности исследуемого сектора РЦ ЕС ОрВД $t_{\text{ср}}$ и предполагаемая ИВД $\lambda_{\text{ср}}$.

В случаях, когда секторы РДЦ не конфигурируются, целесообразно определить соответствующие коэффициенты пропорциональности динамического, статического и позиционного показателей сложности ОВД PS_D , PS_C , PS_P , как описано в [4].

3. Определяется доля потока ВС, выполняющих полёт с переменным профилем в исследуемом секторе РДЦ.
4. Определяется C .
5. Определяется количество k высот полёта из выделенных в секторе РДЦ, являющихся предпочтительными для экипажей ВС.
6. Вычисляются динамический, статический и позиционный показатели сложности ОВД.
7. Вычисляется комплексный показатель сложности ОВД KPS [4] для определённого значения уровня автоматизации эксплуатируемой системы.

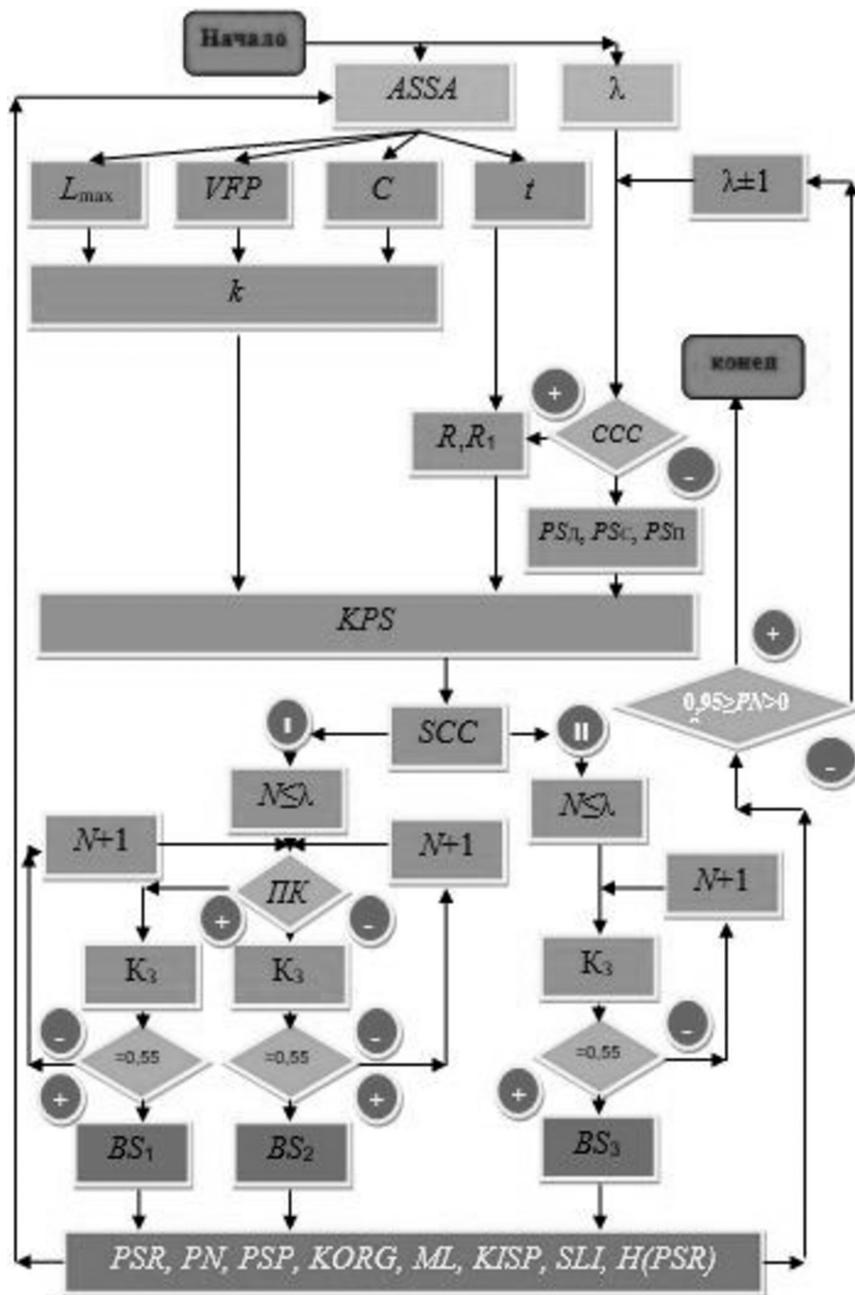


Рис. 2. Алгоритм реализации методологии определения нормативных значений пропускной способности секторов РДЦ по базовым сечениям нагрузки с учётом показателей эффективности ОрВД

8. В случае использования диспетчерского пункта РДЦ в конфигурации одной технологической единицы следует пересчитать ИКЗ согласно [5].

9. Определяется допустимое значение плотности ВД, соответствующее исходным данным по организационной структуре воздушного пространства исследуемого сектора РЦ и ИВД в нём. При фиксировании определённого значения ИКЗ диспетчера УВД установленный слот (соотношение) интенсивности и плотности ВД представляет собой сечение нагрузки. При фиксированной величине K_3 , равной нормативному значению 0,55 или 0,7, устанавливаемый слот представляет собой БСН.

Введём обозначения: *ASSA* – анализ структуры воздушного пространства, *BS* – БСН, *ССС* – конфигурация диспетчерского пункта, *ССС* – структура диспетчерского пункта (I – непосредственное УВД осуществляет диспетчер радиолокационного управления (РЛУ) совместно с диспетчером процедурного контроля (знак +) или без него (знак –); II – непосредственное УВД осуществляют два диспетчера РЛУ), *VFP* – переменный профиль полёта, ПК – процедурный контроль. Вариант алгоритма реализации методологии определения НПС по БСН диспетчеров УВД с учётом показателей эффективности ОрВД показан на рис. 2. Наряду с этим возможна также и реализация «обратной» задачи, заключающейся в определении ИКЗ диспетчера, соответствующего определённым значениям интенсивности и плотности ВД, с учётом влияния ряда организационно-технических факторов. В качестве системы показателей эффективности ОрВД приняты [2]:

1. Вероятность нормального функционирования $P(N)$.
2. Потенциальная пропускная способность PSP .
3. Расчётная пропускная способность PSR .
4. Средняя нагрузка диспетчера $M(L)$.
5. Коэффициент использования возможностей диспетчера $KISP$.
6. Функция интегральной сложности ОВД $SLI(N)$.
7. Показатель динамики нагрузки (интенсивность спада нагрузки) $H(PSR)$.
8. Показатель оптимальности ОрВД $KORG$.

Результаты обзора

С целью практической реализации предлагаемой методологии определения НПС по базовому сечению нагрузки предварительно проведён анализ организационной структуры сектора «Запад» Санкт-Петербургского РДЦ. Согласно ранее определённым параметрам НПС с использованием существующей методики, установлена его пропускная способность – 33 ВС/ч. Полученное значение не синхронизировано с плотностью ВД. Рассматриваемый сектор «Запад» задействован в эксперименте по внедрению свободной маршрутизации, то есть структура его воздушного пространства динамичная и гибкая, но НПС остаётся неизменяемой. В этом случае оперативно воздействовать на организацию потоков ВС невозможно в силу отсутствия синхронизации интенсивности и плотности ВД из-за стационарности расчётного значения НПС при постоянно изменяющейся структуре воздушного пространства и показателя KPS .

При реализации полного цикла алгоритма предлагаемой методологии формируется технологическая таблица базового сечения нагрузки, в котором пропускная способность управляема, динамична, гармонизирована со всеми изменениями структуры воздушного пространства сектора и синхронизирована с плотностью потока ВС. Приведён пример такой таблицы для сектора «Запад» (табл. 1). В ней указаны соотношения (слоты) интенсивности (горизонтальная строка таблицы – λ , ВС/ч) и плотности ВД (вертикальный столбец таблицы – N , ВС), соответствующие значениям загрузки диспетчерского персонала, не превышающим нормативное, с учётом сложности технологических процессов, обусловленной свободной маршрутизацией. Знак «+» характеризует слот, не превышающий значения загрузки 0,55 (базовое сечение нагрузки).

К примеру, при интенсивности ВД 38 ВС/ч, плотность ВД не должна превышать 11 ВС при заданной конфигурации сети маршрутов в ВП. При этом слоте вероятность локальной перегрузки диспетчера УВД равна 0.

Таблица 1

Базовое сечение нагрузки сектора «Запад» (соотношение интенсивности и плотности ВД)

| $N \backslash \lambda$ | 15 | 16 | 17 | 18 | 19 | 20 | 21 | 22 | 23 | 24 | 25 | 29 | 30 | 31 | 32 | 33 | 34 | 35 | 37 | 38 | 39 |
|------------------------|----|----|----|----|----|----|----|----|----|----|----|----|----|----|----|----|----|----|----|----|----|
| 1 | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + |
| 2 | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + |
| 3 | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + |
| 4 | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + |
| 5 | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + |
| 6 | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + |
| 7 | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + |
| 8 | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + |
| 9 | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + |
| 10 | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + |
| 11 | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | |
| 12 | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | | | | | |
| 13 | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | + | | | | | | | | | | |

Обсуждение полученных результатов

Для завершения анализа и подтверждения корректности полученных слотов произведена оценка эффективности ОрВД в виде системы показателей (табл. 2). Анализируя результаты расчётов, можно утверждать, что с точки зрения оптимальности структуры ВП сектор «Запад» в рассматриваемой конфигурации далёк от совершенства (показатель $KORG=0,61$). Судя по величине этого коэффициента, целесообразно проведение определённых реорганизационных мероприятий. При этом даже при достаточно высоких значениях потенциальной PSP и расчётной PSR пропускных способностей, базовое сечение N принимает сравнительно низкие значения при стабильности потока ВС (малые значения спада нагрузки SLI).

Если необходимо изменить значения показателей эффективности, придав им определённые значения, то конфигурация технологической таблицы (табл. 1) будет изменена и адаптирована под новые условия.

Таблица 2

Основные характеристики пропускной способности

| Сектор РДЦ/ПЭ | $KISP$ | $KORG$ | $H(PSR)$ | $M(L)$ | $P(N)$ | PSP | PSR | SLI | НПС |
|---------------|--------|--------|----------|--------|--------|-------|-------|-------|-----|
| «Запад» | 0,7 | 0,61 | 0,54 | 0,4 | 0,62 | 13 | 12 | 0,68 | 39 |

Заключение

Разработанный метод и алгоритм являются основой формирования потоков ВС при внедрении воздушного пространства свободной маршрутизации. Получаемые результаты полностью удовлетворяют требованиям Глобального аэронавигационного плана ИКАО и Стратегии развития аэронавигационной системы Российской Федерации по оптимизации потоков ВС, динамическому управлению пропускной способностью, гибкости организационной структуры диспетчерских пунктов и зон их ответственности, а также синхронизации плотности и интенсивности ВД.

Конфликт интересов. Автор заявляет об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Олексин С. Л., Шестаков И. Н. Анализ процесса формирования загруженности контура управления в системе аэронавигационного обслуживания воздушного движения // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 46. С. 53–62.
2. Олексин С. Л. Разработка концепции экспериментально-аналитического метода сечений нагрузки диспетчеров РДЦ // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 44. С. 128–136.
3. Олексин С. Л. Система показателей оценки сложности технологических процессов аэронавигационного обслуживания в секторах РДЦ // Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации. 2023. № 4(41). С. 86–95.
4. Олексин С. Л. Математическая модель локальных перегрузок диспетчера УВД в процессе обслуживания воздушного движения // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 45. С. 133–141.
5. Олексин С. Л., Лактюшин В. П., Лещенко К. Ю. Математическое моделирование технологических процессов диспетчерских пунктов РДЦ // Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации. 2024. № 3(44). С. 92–102.

References

1. Oleksin S. L., Shestakov I. N. Analysis of the process of formation of the workload of the control loop in the air navigation service system of air traffic. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no. 46, pp. 53–62. (In Russ.)
2. Oleksin S. L. Development of the concept of an experimental and analytical method for determining the load crosssections of dispatchers of district dispatch center. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 44, pp. 128–136. (In Russ.)
3. Oleksin S. L. System of indicators for assessing the complexity of technological processes of air navigation services in the sectors of the RCC. *Bulletin of St. Petersburg University of Civil Aviation*, 2023, no. 4(41), pp. 86–95. (In Russ.)
4. Oleksin S. L. Mathematical model of local overloads of the air traffic controller in the process of air traffic service. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 45, pp. 133–141. (In Russ.)
5. Oleksin S. L., Laktyushin V. P., Leshchenko K. Yu. Mathematical modeling of technological processes of dispatching points of the RDC, *Bulletin of St. Petersburg University of Civil Aviation*, 2024, no. 3(44), pp. 92–102. (In Russ.)

Информация об авторе

Олексин Сергей Львович, кандидат технических наук, доцент, научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, aviaita@mail.ru

Author information

Oleksin Sergey L., Candidate of Sciences (Engineering), Associate Professor, Researcher, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, aviaita@mail.ru

*Статья поступила в редакцию 11.11.2024; одобрена после рецензирования 14.12.2024; принята к публикации 20.12.2024.
The article was submitted 11.11.2024; approved after reviewing 14.12.2024; accepted for publication 20.12.2024.*

Научная статья

УДК 656.7.072.51:621.386

РАСПОЗНАВАНИЕ ЗАПРЕЩЁННЫХ ПРЕДМЕТОВ И ВЕЩЕСТВ НА РЕНТГЕНОВСКИХ ИЗОБРАЖЕНИЯХ С ПРИМЕНЕНИЕМ НЕЙРОСЕТЕВОЙ АРХИТЕКТУРЫ YOLOV8

(публикуется в рамках молодёжной политики Научного вестника ГосНИИ ГА)

Л. В. МИРОНОВА, А. К. ВОЛКОВ

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

Аннотация. Проведён анализ существующих систем распознавания рентгеновских изображений багажа и ручной клади пассажиров, а также обоснование различных способов повышения их эффективности. Одним из таких способов является применение современных нейросетевых архитектур. Проведён сравнительный анализ характеристик зарубежных баз данных рентгеновских изображений запрещённых предметов и веществ. Сделан вывод о необходимости создания отечественной базы данных рентгеновских изображений, для того чтобы различные исследователи и организации могли как разрабатывать различные модели глубокого обучения, так и реализовывать их. В целях демонстрации перспектив применения нейросетевой архитектуры YOLOv8 в данной статье представлены результаты обучения модели YOLOv8m. Модель обучалась авторами настоящей статьи на части базы данных рентгеновских изображений SIXray (3982 изображения). Наибольшая точность распознавания достигнута на классе «Огнестрельное оружие» – 0,98. Представлены результаты обучения нейронной сети в виде нормированной матрицы путаницы и графика метрики F1-score. Практическая значимость полученных результатов заключается в возможности разработки на базе улучшенной модели YOLOv8 инструмента для повышения эффективности работы операторов досмотра и снижения влияния человеческого фактора на процесс досмотра.

Ключевые слова: воздушный транспорт, транспортная безопасность, системы распознавания, матрица путаницы, нейросетевая архитектура YOLOv8, интеллектуальные транспортные системы, глубокое обучение, нейронная сеть

Для цитирования: Миронова Л. В., Волков А. К. Распознавание запрещённых предметов и веществ на рентгеновских изображениях с применением нейросетевой архитектуры YOLOv8 // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 48. С. 135–145.

RECOGNITION OF PROHIBITED OBJECTS AND SUBSTANCES IN X-RAY IMAGES USING THE YOLOV8 NEURAL NETWORK ARCHITECTURE

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

L. V. MIRONOVA, A. K. VOLKOV

Ulyanovsk Civil Aviation Institute, Ulyanovsk, Russia

Abstract. Nowadays there is an analysis of existing systems for recognizing X-ray images of passengers' luggage and hand luggage, as well as justification of various ways to increase their effectiveness. One of the ways is to use modern neural network architectures. There was a comparative analysis of the characteristics of foreign databases of X-ray images with prohibited objects and substances for the first time. It is concluded that it is necessary to create a domestic database of X-ray images in order for various researchers and organizations to be able to both develop various deep learning models and implement their commercialization. In order to demonstrate the prospects of using the YOLOv8 neural network architecture, the YOLOv8m model was used in this article. The model was trained on part of the SIXray X-ray image database (3982 images). The highest accuracy was achieved in the "Firearms" class – 0,98. The results of training are presented in the form of normalized matrix.

Keywords: air transport, transport security, recognition systems, confusion matrix, YOLOv8 neural network architecture, intelligent transport systems, deep learning, neural network

For citation: Mironova L. V., Volkov A. K. Recognition of prohibited objects and substances in X-ray images using the YOLOv8 neural network architecture. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no.48, pp. 135–145. (In Russ.)

Введение

Использование нейронных сетей и искусственного интеллекта на воздушном транспорте является одной из важных областей развития данного вида транспорта. Искусственный интеллект применяется для решения широкого круга задач автоматизации и оптимизации процессов и операций в авиации. Преимуществами использования нейронных сетей в интеллектуальных транспортных системах авиационной деятельности на воздушном транспорте являются высокая скорость обработки больших данных и выявление в них сложных зависимостей.

Так, нейронные сети могут являться вспомогательным инструментом к принятию важных решений при распознавании запрещённых предметов и веществ на снимках рентгеновских изображений в ходе процедур досмотра багажа и ручной клади [1, 2]. Системы, использующие нейронные сети, могут обрабатывать изображения с рентгенотелевизионных интроскопов и автоматически определять наличие к провозу и проносу предметов и веществ. Это помогает повысить эффективность процесса досмотра, увеличить пропускную способность авиационного комплекса, снизить влияние человеческого фактора.

Использование нейронных сетей и искусственного интеллекта в авиации имеет существенный потенциал для повышения безопасности, оптимизации процессов и снижения затрат. В частности, использование технологий автоматизированного распознавания рентгеновских изображений является важным шагом в совершенствовании систем досмотра. Такие технологии основаны на нейросетевых моделях, предварительно обученных на большом количестве рентгеновских изображений.

Целью данной статьи является оценка применимости нейросетевой архитектуры YOLOv8 для решения задачи распознавания рентгеновских изображений багажа и ручной клади пассажиров.

Обзор существующих баз данных рентгеновских изображений и научных работ

Исходные данные в ходе использования нейронных сетей играют решающую роль в процессе обучения алгоритмов и создании моделей. Точность и эффективность работы алгоритма напрямую зависят от того, насколько разнообразны исходные данные. Данные с рентгеновских установок зачастую ограничены по количеству или качеству и не представлены в открытом доступе; если набор данных существует, он может быть непрезентативным или смещённым.

Например, если модель обучена на багаже с определёнными характеристиками, такими как размер, форма или тип содержимого, то она может неэффективно работать при обнаружении новых типов запрещённых предметов или необычных конфигураций багажа.

Для обучения нейросетевых моделей распознавания запрещённых предметов и веществ многие исследователи и разработчики в сфере внедрения искусственного интеллекта в области транспортной безопасности создают и поддерживают открытые базы данных, содержащие рентгеновские изображения различного багажа, и платформы для обмена исходными данными. Кроме того, разработчики работают над совершенствованием методов синтетической генерации данных или аугментации уже существующих наборов данных, чтобы увеличить их разнообразие и достоверность, например, добавить шум или создать сценарии с различными состояниями и типами багажа.

Рассмотрим существующие базы данных рентгеновских снимков с запрещёнными к провозу на воздушном транспорте объектами. Сравнительные характеристики наборов данных приведены в табл. 1, где O – объём базы данных (всего изображений), З – количество изображений запрещённых предметов.

Таблица 1

Сравнительные характеристики баз данных рентгеновских снимков с запрещёнными предметами

| Набор данных | Год | Количество категорий | | O | З |
|--------------|------|----------------------|--|---------|------------|
| GDXray | 2015 | 3 | Оружие / gun Сюрикены / shuriken Лезвия бритвы / razor blade | 19407 | 8150 |
| SIXray | 2019 | 6 | Пистолет / gun Нож / knife Гаечный ключ / wrench Плоскогубцы / pliers Ножницы / scissor Молоток / hammer | 1059231 | 8929 |
| OPIXray | 2020 | 5 | Складной нож / folding knife Прямой нож / straight knife Ножницы / scissor Канцелярский нож / utility knife Мультитул / multi-tool knife | 8885 | 8885 |
| HiXray | 2021 | 8 | Литиевая батарея 1 вида / portable charger 1 Литиевая батарея 2 вида / portable charger 2 Вода / water Ноутбук / laptop Мобильный телефон / mobile phone Планшет / tablet Духи / cosmetic Неметаллическая зажигалка / nonmetallic lighter | 45364 | данных нет |
| EDS | 2022 | 10 | Пластиковая бутылка / plastic bottle Баллончик / pressure Зажигалка / lighter Нож / knife Электронное устройство / device Аккумулятор / power bank Зонт / umbrella Стеклянная бутылка / glass bottle Ножницы / scissor Ноутбук / laptop | 14219 | данных нет |

Окончание таблицы 1

| Набор данных | Год | Количество категорий | | О | З |
|--------------|------|----------------------|---|-------|------------|
| XAD | 2023 | 4 | Складной нож / folding knife Ножницы / scissor Прямой нож / straight knife Канцелярский нож / utility knife | 5587 | 840 |
| FSOD | 2022 | 20 | 5 категорий из базы OPIXray 5 категорий из базы NiXray (литиевая батарея 1 и 2 вида, ноутбук, мобильный телефон, зажигалка) 4 категории из базы EDS (пластиковая бутылка, стеклянная бутылка, баллончик, зонт) 6 дополнительных неопасных категорий – батарейки, металлическая обувь, металлическая банка, металлическая кружка, кусачки, алкоголь | 12333 | данных нет |

База данных GDXray [3] представляет собой набор из 19407 чёрно-белых изображений, База данных SIXray [4] представляет собой крупномасштабный набор данных из 1059231 цветных рентгеновских изображений, собранных в реальных условиях на железнодорожных станциях. Ввиду специфики сбора данных количество изображений запрещённых предметов не превышает 1 % от общего числа изображений в базе, а разметка изображений произведена для задач классификации.

База данных OPIXray [5] является одним из первых высококачественных наборов данных изображений запрещённых предметов с разными уровнями сложности и наложения предметов, содержит 5 категорий из 8885 сгенерированных изображений в формате JPG с разрешением 1225×954. Следующий более профессиональный набор изображений высокого качества – это набор данных NiXray, содержащий 45364 рентгеновских изображений запрещённых к проносу предметов в формате JPG с разрешением 1200×900. Однотипно размеченные специалистами изображения содержат 8 категорий часто встречающихся предметов в багаже пассажиров, полученные с рентгенотелевизионных установок международного аэропорта [1].

База данных EDS содержит 14219 изображений, собранных с трёх рентгеновских досмотровых аппаратов разных производителей с разным временем обслуживания с целью сравнения эндогенного сдвига в изображениях [6].

База данных XAD – это 5587 изображений в формате JPG с разрешением 900×500 для оценки надёжности рентгеновского контроля, которые собраны с современной рентгенотелевизионной установки [7].

Сборная база данных FSOD, содержащая 12333 изображений из 20 категорий включает в себя 5 категорий из базы данных OPIXray, 5 категорий из базы NiXray, 4 категории из базы EDS и 6 дополнительных неопасных категорий. Изображения собраны таким образом, чтобы имитировать реальный дорожный багаж, содержащий обычные предметы, например, одежду и обувь [8].

Рассмотренные базы данных: а) состоят из изображений, которые собраны различными способами (являются снимками реального багажа и ручной клади пассажиров, искусственно сгенерированными изображениями, обработанными реальными рентгеновскими изображениями); б) предоставляются своими создателями только с целью проведения научных исследований.

Рассмотрим, какие исходные данные и архитектуры нейронных сетей используются в существующих исследованиях в области распознавания запрещённых к провозу предметов на рентгеновских снимках.

В [9] используют 22000 изображений, полученных из рентгеновского анализа багажа пассажиров и курьерских отправок. Среди этих изображений на 6000 было обнаружено

огнестрельное оружие и его основные части. Изображения были получены рентгеновскими установками в двух проекциях, после чего произведена их предварительная обработка. Изображения масштабировались до одинакового размера 128×128 пикселей, применялся зелёный фильтр, получалось чёрно-белое изображение и на нём применялись алгоритмы сглаживания с целью удаления шума, т. е. фоновых изображений органики и пластика. Для распознавания запрещённых предметов применялись свёрточные нейронные сети и автокодировщики. Исследование [9] доказывает, что свёрточные нейронные сети превосходят в работе автокодировщики, достигают хорошей точности прогнозирования при использовании исходных данных, не требуют предварительной обработки изображений.

Авторы [10] решают задачу поиска «малых металлических угроз» размером 50 пикселей на 700 полученных экспериментально и искусственно изображениях разрешением от 1290×850 до 2570×850 пикселей, используя свёрточные нейронные сети с 11-слойной и 19-слойной архитектурой.

В работе [11] используют изображения с несколькими категориями опасных предметов: огнестрельное и холодное оружие, бутылки с жидкостью, опасные колюще-режущие и ударные предметы. В каждой категории было до 70 запрещённых предметов из 14000 изображений, на этой базе было обучено несколько глубоких свёрточных моделей обнаружения объектов. Полученные модели интегрировали в рентгенотелевизионный интроскоп, тем самым получив функциональные прототипы, способные работать в реальном времени. Авторами [11] сделан вывод, что наилучший результат показали свёрточные нейронные сети с архитектурой ResNet152.

Таким образом, за рубежом активно применяют различные нейросетевые модели для автоматического выявления запрещённых предметов и веществ на рентгеновских изображениях. Данное направление исследований активно развивается во многом благодаря наличию открытых баз данных рентгеновских изображений и их постоянному обновлению.

В связи с этим авторам настоящей статьи представляется целесообразным создание отечественной открытой базы данных рентгеновских изображений для того, чтобы различные исследователи и организации могли разрабатывать различные модели глубокого обучения, что, несомненно, повысило бы уровень транспортной безопасности.

Архитектуры нейронных сетей EfficientDet и YOLO

Более подробно рассмотрим такие архитектуры нейронных сетей, как EfficientDet и YOLO. Обе нейронные сети подходят для решения задачи обнаружения запрещённых предметов на изображениях.

EfficientDet – это архитектура нейронной сети, которая строится на основе математического инструмента EfficientNet [12]. С помощью EfficientDet решаются проблемы распознавания запрещённых предметов на изображениях с различного ракурса, а также маленьких объектов. Благодаря этим свойствам нейронной сети обеспечиваются более высокая точность обнаружения и более эффективное использование ресурсов (по результатам сравнения данной архитектуры с другими, представленными в [12]), а также возможность применения различных размеров изображений. Основная идея архитектуры EfficientDet заключается в решении задачи детектирования объектов в два этапа (при помощи грубого и точного детектирования). На этапе грубой детекции используется свёрточная нейронная сеть для генерации грубых предсказаний объектов, после чего генерируются регионы интересов, содержащих предполагаемые запрещённые предметы. На этапе точной детекции каждый регион интересов обрабатывается до получения конечного предсказания.

Архитектура YOLO (You Only Look Once) представляет собой одну из архитектур нейросети, которая обнаруживает объекты в режиме реального времени, используя матрицу предсказаний с классами и координатами обнаруженных запрещённых предметов и веществ [13].

YOLO использует свёрточную нейронную сеть с несколькими слоями для извлечения признаков из входного изображения. Свёрточная нейронная сеть накладывает на изображение прямоугольную сетку и предсказывает ограничивающие рамки и классы объектов для каждой ячейки сетки. Если центр объекта попадает в ячейку, эта ячейка «отвечает» за обнаружение существования этого объекта. Для такой ячейки предсказывается местоположение ограничивающих рамок, показатель достоверности и вероятность класса объекта, обусловленную наличием объекта в ограничивающем прямоугольнике. Используя инструмент многоклассовой классификации, нейросеть с архитектурой YOLO способна определять присутствие нескольких запрещённых предметов разных размеров на изображениях одновременно. На момент написания статьи выпущена 8-я версия данной архитектуры (YOLOv8).

В табл. 2. представлено сравнение EfficientDet и YOLO

Таблица 2

Достоинства и недостатки архитектур нейронных сетей EfficientDet и YOLO

| Архитектура | Достоинства | Недостатки |
|--------------|---|--|
| EfficientDet | высокая точность | сложность архитектуры |
| | обработка разноразмерных объектов | |
| | использование небольших ресурсов | |
| YOLO | высокая скорость обнаружения | проблема обнаружения разноразмерных объектов |
| | обнаружение мелких объектов с высокой точностью | |
| | простота в использовании | ограниченные возможности сегментации |

Результаты апробации распознавания запрещённых предметов и веществ

Для решения задачи распознавания запрещённых предметов и веществ на рентгеновских изображениях авторами настоящей статьи применялась нейросетевая архитектура YOLOv8m (средняя модель, 25,9 млн параметров). Для апробации архитектуры YOLOv8m в качестве набора данных для обучения нейросети авторы использовали часть базы данных SIXray [4]. Описание состава набора данных по предметам представлено в табл. 3.

Таблица 3

Описание обучающего набора данных

| Предмет | Количество | |
|-----------------------|---------------|----------------|
| | Этап обучения | Этап валидации |
| Пистолет / Gun | 2409 | 479 |
| Нож / Knife | 157 | 58 |
| Гаечный ключ / Wrench | 423 | 212 |
| Плоскогубцы / Pliers | 804 | 408 |
| Ножницы / Scissor | 189 | 85 |
| Всего: | 3982 | 1242 |

Обучение модели YOLOv8m осуществлялось на видеокарте NVIDIA GeForce RTX 3050 объёмом видеопамяти 8 Гб. В качестве гиперпараметров модели были выбраны: 100 эпох обучения;

размер обрабатываемого пакета обучения равен 8; разрешение изображения равно 640 пикселей. При данных параметрах время обучения заняло ≈ 5 ч.

На рис. 1 представлены графики функции потерь, после завершения обучения модели. Верхний ряд графиков относится к обучающему набору данных, а нижний – к валидационному. Горизонтальная ось графиков отражает количество эпох обучения. Эпоха – это полная итерация обучающего набора данных через нейронную сеть во время обучения. Вертикальная ось графиков отражает различные виды функции потерь. Функция потерь оценивает ошибку между предсказаниями модели и фактическими значениями.

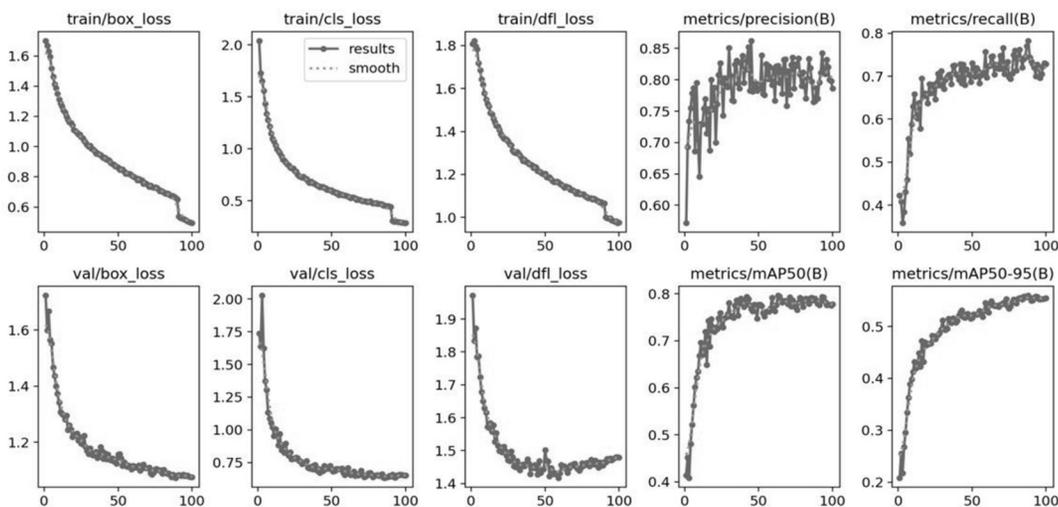


Рис. 1. Графики функции потерь после обучения модели YOLOv8m

На рис. 2 представлена нормализованная матрица путаницы, которая позволяет оценить точность обученной модели.

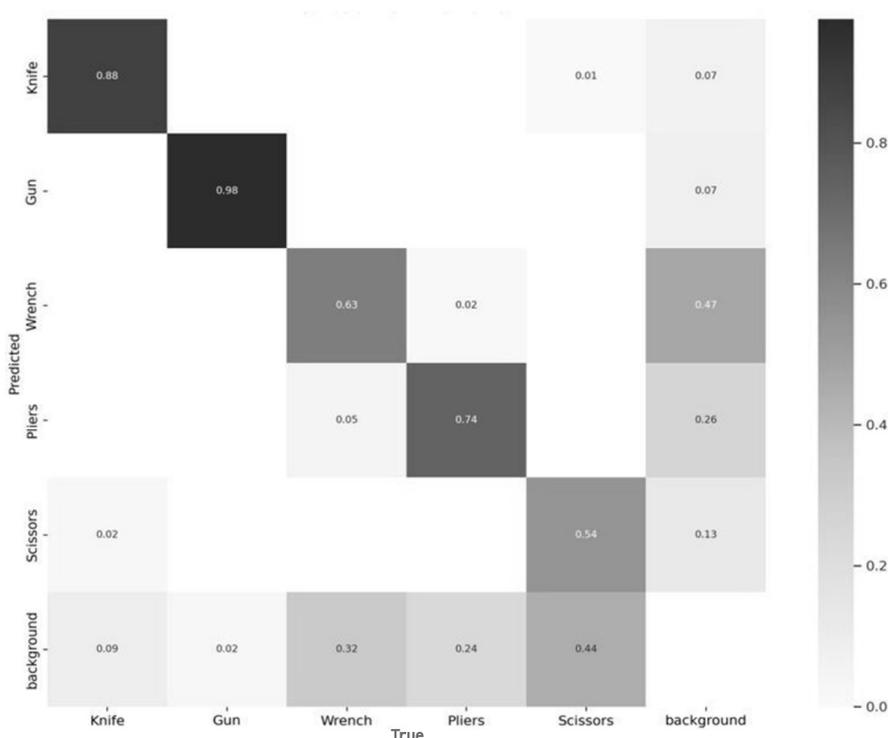


Рис. 2. Нормализованная матрица путаницы

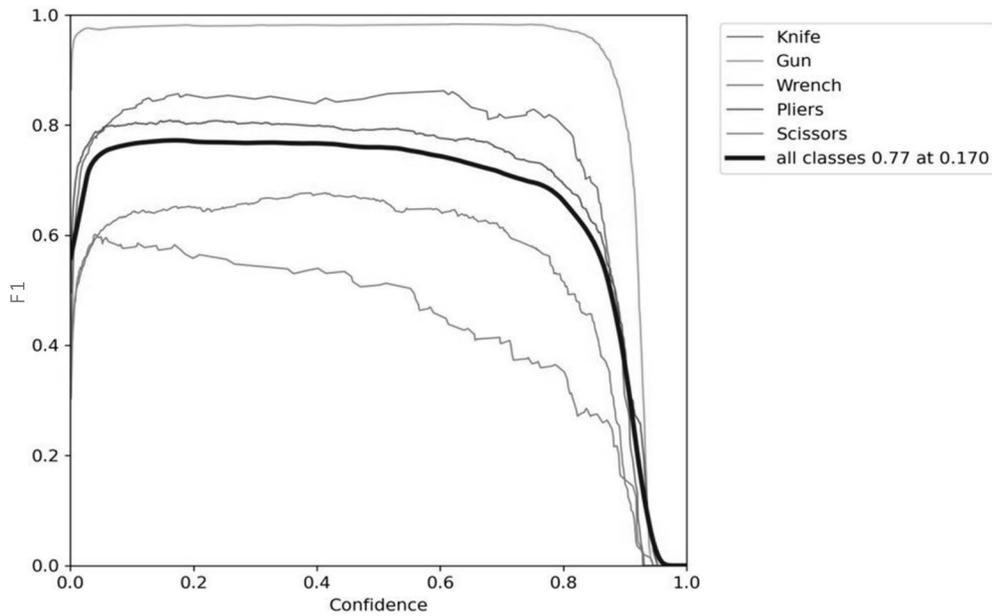


Рис. 3. Метрика F1-score



Рис. 4. Результаты распознавания рентгеновских изображений

Согласно рис. 2 наибольшая точность модели YOLOv8m, обученной авторами статьи, достигнута при распознавании огнестрельного оружия. На рис. 3 представлена метрика F1-score (F-мера), которая характеризует совместную метрику для оценки качества алгоритма классификации. Данная метрика учитывает как Precision (точность), так и Recall (полноту) классификации.

На рис. 4 представлен пример распознавания рентгеновских изображений обученной моделью. На изображении отображается класс предмета и уверенность в распознавании (вероятность того, что предмет относится к заданному классу).

Архитектура YOLOv8 обладает большой перспективой для использования в качестве основы для автоматизированного распознавания рентгеновских изображений. Обучение на большем количестве рентгеновских изображений и разработка более точной модели YOLOv8 откроет перспективу её использования в практической деятельности служб транспортной безопасности.

Заключение

Глубокое обучение и, в частности, использование свёрточных нейронных сетей, открыло множество перспектив для создания и улучшения алгоритмов обнаружения объектов в задачах обработки рентгеновских изображений. Приведён сравнительный анализ характеристик зарубежных баз данных рентгеновских изображений с запрещёнными предметами и веществами. В статье представлены результаты обучения модели YOLOv8m, направленной на решение задачи

распознавания рентгеновских изображений багажа и ручной клади пассажиров и сделан вывод о перспективах её использования.

Одним из сдерживающих факторов при разработке моделей глубокого обучения является ограниченность количества изображений открытых баз данных. Для обучения точных моделей глубокого обучения требуется большое количество рентгеновских изображений. В связи с этим важно разрабатывать отечественные открытые базы данных, доступные для использования различными исследователями и организациями.

Дальнейшее развитие работ по обучению нейросетей для распознавания запрещённых предметов предполагает увеличение объёма обучающей выборки, а также сравнительное исследование влияния различных архитектур модели YOLOv8 на точность распознавания.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Tao R., Wei Y., Jiang X., Li H., Qin H., Wang J., Ma Y., Zhang L., Liu X. *Towards Real-world X-ray security inspection: A high-quality benchmark and lateral inhibition module for prohibited items detection*. arXiv:2108.09917v1 [cs.CV]. <https://doi.org/10.48550/arXiv.2108.09917>
2. Andriyanov N. A., Volkov A. K., Volkov A. K., Gladkikh A. A., Danilov S. D. Automatic x-ray image analysis for aviation security within limited computing resources. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2020, vol. 862, 52009. <https://doi.org/10.1088/1757-899X/862/5/052009>
3. Mery D., Riffo V., Zscherpel U., Mondragón G., Lillo I., Zuccar I., Lobel H., Carrasco M. GDxray: The database of X-ray images for nondestructive testing. *Journal of Nondestructive Evaluation*, 2015, vol. 34(4), 42. <https://doi.org/10.1007/s10921-015-0315-7>
4. Miao C., Xie L., Wan F., Su C., Liu H., Jiao J., Ye Q. SIXray: A large-scale security inspection X-ray benchmark for prohibited item discovery in overlapping images. *2019 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR)*, pp. 2119–2128. <https://doi.org/10.1109/CVPR.2019.00222>
5. Wei Y., Tao R., Wu Z., Ma Y., Zhang L., Liu X. Occluded prohibited items detection: An X-ray security inspection benchmark and deocclusion attention module. *Proceedings of the 28th ACM International Conference on Multimedia*, 2020, pp. 138–146. <https://doi.org/10.1145/3394171.3413828>
6. Tao R., Li H., Wang T., Wei Y., Ding Y., Jin B., Zhi H., Liu X., Liu A. Exploring endogenous shift for cross-domain detection: A large-scale benchmark and perturbation suppression network. *2022 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR)*. <https://doi.org/10.1109/CVPR52688.2022.02051>
7. Liu A., Guo J., Wang J., Liang S., Tao R., Zhou W., Liu C., Liu X., Tao D. X-Adv: Physical adversarial object attacks against X-ray prohibited item detection. *32st USENIX Security Symposium*. arXiv:2302.09491v1 [cs.CR]. <https://doi.org/10.48550/arXiv.2302.09491>
8. Tao R., Wang T., Wu Z., Liu C., Liu A., Liu X. Few-shot X-ray prohibited item detection: A benchmark and weak-feature enhancement network. *MM '22: Proceeding of the 30th ACM International Conference on Multimedia.*, 2022, pp. 2012–2020. <https://doi.org/10.1145/3503161.3548075>
9. Petrozziello A., Jordanov I. Automated deep learning for threat detection in luggage from X-ray images. In: Kotsireas I., Pardalos P., Parsopoulos K., Souravlias D., Tsokas A. (eds) *Analysis of Experimental Algorithms*. SEA 2019. *Lecture Notes in Computer Science*, vol. 11544, pp. 505–512. https://doi.org/10.1007/978-3-030-34029-2_32
10. Jaccard N., Rogers T., Morton E., Griffin L. *Automated detection of smuggled high-risk security threats using Deep Learning*. arXiv:1609.02805v1 [cs.CV], 2016. <https://doi.org/10.48550/arXiv.1609.02805>

11. Liang K. J., Sigman J. B., Spell G. P., Strellis D., Chang W., Liu F., Mehta T., Carin L. *Toward automatic threat recognition for airport X-ray baggage screening with deep convolutional object detection*. arXiv:1912.06329v1 [cs.CV], 2019. <https://doi.org/10.48550/arXiv.1912.06329>
12. Mingxing Tan, Ruoming Pang, Quoc V. *Le EfficientDet: Scalable and efficient object detection*, arXiv: 1911.09070v7 [cs.CV], 2020. <https://doi.org/10.48550/arXiv.1911.09070>
13. Terven Juan R., Córdova-Esparza Diana-Margarita, Romero-González Julio-Alejandro. A comprehensive review of YOLO Architectures in computer vision: from YOLOv1 to YOLOv8 and YOLO-NAS. *Mach. Learn. Knowl. Extr.*, 2023, vol. 5, no. 4, pp. 1680–1716. <https://doi.org/10.3390/make5040083>

References

1. Tao R., Wei Y., Jiang X., Li H., Qin H., Wang J., Ma Y., Zhang L., Liu X. *Towards Real-world X-ray security inspection: A high-quality benchmark and lateral inhibition module for prohibited items detection*. arXiv:2108.09917v1 [cs.CV]. <https://doi.org/10.48550/arXiv.2108.09917>
2. Andriyanov N. A., Volkov A. I., Volkov A. K., Gladkikh A. A., Danilov S. D. Automatic X-ray image analysis for aviation security within limited computing resources. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2020, vol. 862, 52009. <https://doi.org/10.1088/1757-899X/862/5/052009>
3. Mery D., Riffo V., Zscherpel U., Mondragón G., Lillo I., Zuccar I., Lobel H., Carrasco M. GDXray: The database of X-ray images for nondestructive testing. *Journal of Nondestructive Evaluation*, 2015, vol. 34(4), 42. <https://doi.org/10.1007/s10921-015-0315-7>
4. Miao C., Xie L., Wan F., Su C., Liu H., Jiao J., Ye Q. SIXray: A large-scale security inspection X-ray benchmark for prohibited item discovery in overlapping images. *2019 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR)*, pp. 2119–2128. <https://doi.org/10.1109/CVPR.2019.00222>
5. Wei Y., Tao R., Wu Z., Ma Y., Zhang L., Liu X. Occluded prohibited items detection: An X-ray security inspection benchmark and deocclusion attention module. *Proceedings of the 28th ACM International Conference on Multimedia*, 2020, pp. 138–146. <https://doi.org/10.1145/3394171.3413828>
6. Tao R., Li H., Wang T., Wei Y., Ding Y., Jin B., Zhi H., Liu X., Liu A. Exploring endogenous shift for cross-domain detection: A large-scale benchmark and perturbation suppression network. *2022 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR)*. <https://doi.org/10.1109/CVPR52688.2022.02051>
7. Liu A., Guo J., Wang J., Liang S., Tao R., Zhou W., Liu C., Liu X., Tao D. X-Adv: Physical adversarial object attacks against X-ray prohibited item detection. *32st USENIX Security Symposium*. arXiv:2302.09491v1 [cs.CR]. <https://doi.org/10.48550/arXiv.2302.09491>
8. Tao R., Wang T., Wu Z., Liu C., Liu A., Liu X. Few-shot X-ray prohibited item detection: A benchmark and weak-feature enhancement network. *MM '22: Proceeding of the 30th ACM International Conference on Multimedia.*, 2022, pp. 2012–2020. <https://doi.org/10.1145/3503161.3548075>
9. Petrozziello A., Jordanov I. Automated deep learning for threat detection in luggage from X-ray images. In: Kotsireas I., Pardalos P., Parsopoulos K., Souravlias D., Tsokas A. (eds) *Analysis of Experimental Algorithms. SEA 2019. Lecture Notes in Computer Science*, vol. 11544, pp. 505–512. https://doi.org/10.1007/978-3-030-34029-2_32
10. Jaccard N., Rogers T., Morton E., Griffin L. *Automated detection of smuggled high-risk security threats using Deep Learning*. arXiv:1609.02805v1 [cs.CV], 2016. <https://doi.org/10.48550/arXiv.1609.02805>
11. Liang K. J., Sigman J. B., Spell G. P., Strellis D., Chang W., Liu F., Mehta T., Carin L. *Toward automatic threat recognition for airport X-ray baggage screening with deep convolutional object detection*. arXiv:1912.06329v1 [cs.CV], 2019. <https://doi.org/10.48550/arXiv.1912.06329>
12. Mingxing Tan, Ruoming Pang, Quoc V. *Le EfficientDet: Scalable and efficient object detection*, arXiv: 1911.09070v7 [cs.CV], 2020. <https://doi.org/10.48550/arXiv.1911.09070>
13. Terven Juan R., Córdova-Esparza Diana-Margarita, Romero-González Julio-Alejandro. A comprehensive review of YOLO Architectures in computer vision: from YOLOv1 to YOLOv8 and YOLO-NAS. *Mach. Learn. Knowl. Extr.*, 2023, vol. 5, no. 4, pp. 1680–1716. <https://doi.org/10.3390/make5040083>

Информация об авторах

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

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

Authors information

Mironova Lidiya V., Applicant, Ulyanovsk Civil Aviation Institute, Ulyanovsk, Russia, lida737@yandex.ru

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

Статья поступила в редакцию 04.09.2024; одобрена после рецензирования 07.11.2024; принята к публикации 13.11.2024.

The article was submitted 04.09.2024; approved after review 07.11.2024; accepted for publication 13.11.2024.

Научная статья
УДК 656.7.052

ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ГОРИЗОНТАЛЬНЫХ КООРДИНАТ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ СИСТЕМОЙ НАБЛЮДЕНИЯ ОБСЛУЖИВАНИЯ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ

В. Б. СПРЫСКОВ, Е. В. ШУВАЛОВА, С. В. КУЗНЕЦОВ

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. Система наблюдения обслуживания воздушного движения (ОВД) является неотъемлемой частью обеспечения безопасности полётов. Важным фактором безопасности воздушного движения является точность определения горизонтальных координат воздушных судов (ВС), которая должна быть не ниже уровня, определяемого требованиями к безопасности. Традиционно текущее значение точности оценивается на основе попарного сравнения координат опорной и исследуемой траектории. В статье рассмотрены оценки точности при попарном сравнении координат ВС. Показано, что без устранения запаздывания исследуемой траектории по отношению к опорной в оценках точности присутствуют недопустимые систематические ошибки. Устранение запаздывания возможно только для непрерывной траектории. Представлен метод оценки точности без использования опорной траектории от самолёта-лаборатории. Представлен подход к получению доверительного оценивания точности горизонтальных координат ВС. Сравнение точечных и доверительных значений точности горизонтальных координат ВС на основе попарного сравнения и сравнение исследуемой траектории с её аппроксимацией показало удовлетворительные расхождения в оценках точности, не превышающие 10 м. Сделан вывод, что для контроля безопасности точность наблюдения можно оценивать без самолёта-лаборатории.

Ключевые слова: аэронавигация, горизонтальное эшелонирование, обслуживание воздушного движения, система наблюдения ОВД, точность определения координат, интеллектуальные транспортные системы

Для цитирования: Спрысков В. Б., Шувалова Е. В., Кузнецов С. В. Оценка точности определения горизонтальных координат воздушных судов системой наблюдения обслуживания воздушного движения // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 48. С. 146–154.

ASSESSMENT OF THE ACCURACY OF DETERMINATION OF HORIZONTAL COORDINATES OF AIRCRAFT BY SURVEILLANCE SYSTEM AIR TRAFFIC SERVICE

V. B. SPRYSKOV, E. V. SHUVALOVA, S. V. KUZNETSOV

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

Abstract. The air traffic services surveillance system is an integral part of flight safety. The most important safety factor is the accuracy of determining the horizontal coordinates of the aircraft, for which an acceptable level of accuracy is established. Traditionally, the current accuracy value is estimated based on a pairwise comparison of the coordinates of the reference and studied trajectory. The article considers accuracy estimates for pairwise comparison of aircraft coordinates. It is shown that without eliminating the delay of the studied trajectory with

respect to the reference one, unacceptable systematic errors are present in the accuracy assessment results. Delay elimination is possible only for a continuous trajectory. A method for assessing accuracy without using a reference trajectory from a laboratory aircraft is presented. An approach to obtaining a confidence estimate of the accuracy of the horizontal coordinates of the aircraft is presented. A comparison of point and confidence values of the accuracy of the horizontal coordinates of the aircraft based on a pairwise comparison and a comparison of the studied trajectory with its approximation showed satisfactory discrepancies in the accuracy estimates, not exceeding 10 m. Based on this, it was concluded that for safety control, the accuracy of observation can be estimated without a laboratory aircraft.

Keywords: air navigation, horizontal separation, ATS surveillance system, aircraft position accuracy, risk factor, intelligent transport systems

For citation: Spryskov V. B., Shuvalova E. V., Kuznetsov S. V. Assessment of the accuracy of determination of horizontal coordinates of aircraft by surveillance system air traffic service. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no. 48, pp. 146–154. (In Russ.)

Введение

Информация системы наблюдения ОВД используется во многих процедурах для решения текущих задач ОВД в интеллектуальных транспортных системах, в том числе для горизонтального эшелонирования ВС. Эшелонирование ВС с использованием информации системы наблюдения ОВД является источником риска катастроф. Важный фактор этого риска связан с точностью определения горизонтальных координат ВС системой наблюдения. В связи с этим оценка точности системы всегда выполняется при её создании и эксплуатации. Решению этой задачи и посвящена настоящая статья.

Оценка точности определения горизонтальных координат ВС системой наблюдения ОВД на основе попарного сравнения координат исследуемой и опорной траекторий

Пусть существуют две траектории полёта одного и того же ВС. Одну из траекторий будем рассматривать как опорную, координаты (широта и долгота) которой $(\varphi_{ref}, \lambda_{ref})$ определены в дискретные моменты времени $t(i)$ с ошибками $\delta\varphi_{ref}, \delta\lambda_{ref}$. Пусть $\delta\varphi_{ref}, \delta\lambda_{ref}$ имеют нормальные распределения с нулевыми математическими ожиданиями и ограниченными дисперсиями $\sigma_{\varphi_{ref}}^2$ и $\sigma_{\lambda_{ref}}^2$:

$$\delta\varphi_{ref} \sim N(0; \sigma_{\varphi_{ref}}^2); \delta\lambda_{ref} \sim N(0; \sigma_{\lambda_{ref}}^2).$$

Опорная траектория играет роль истинной траектории полёта ВС.

Другую траекторию рассмотрим как исследуемую, горизонтальные координаты которой $(\varphi_{res}, \lambda_{res})$ определены в дискретные моменты времени $t(j)$ с ошибками $\delta\varphi_{res}, \delta\lambda_{res}$, имеющими нормальные распределения с нулевыми математическими ожиданиями и ограниченными дисперсиями $\sigma_{\varphi_{res}}^2$ и $\sigma_{\lambda_{res}}^2$:

$$\delta\varphi_{res} \sim N(0; \sigma_{\varphi_{res}}^2); \delta\lambda_{res} \sim N(0; \sigma_{\lambda_{res}}^2).$$

Ошибки определения горизонтальных координат попарно независимы внутри отдельных траекторий. Ошибки определения горизонтальных координат двух рассматриваемых траекторий независимые, так как координаты определены разными системами наблюдения.

Точность определения горизонтальных координат исследуемой траектории полёта ВС оценивается на основе обработки массива линейных расстояний (невязок) между их значениями $(\varphi_{res}(t_j), \lambda_{res}(t_j))$ для времён $t(j)$ ($j=1, M$) и значениями горизонтальных координат опорной траектории для времён $t(i)$ ($i=1, N$), пересчитанных для времён измерения горизонтальных координат исследуемой траектории $t(j)$.

Для пересчёта используют интерполяцию горизонтальных координат опорной траектории. Пусть $t(i) \leq t(j) < t(i+1)$. Тогда:

$$\varphi_{ref}(t_j) = \frac{\varphi_{ref}(t_{i+1}) - \varphi_{ref}(t_i)}{(t_{i+1} - t_i)}(t(j) - t(i)) + \varphi_{ref}(t_i);$$

$$\lambda_{ref}(t_j) = \frac{\lambda_{ref}(t_{i+1}) - \lambda_{ref}(t_i)}{(t_{i+1} - t_i)}(t(j) - t(i)) + \lambda_{ref}(t_i).$$

Применение интерполяции горизонтальных координат опорной траектории для синхронизации времён координат исследуемой и опорной траекторий широко применяется для решения подобных задач. Вместе с интерполяцией в обязательном порядке оценивают запаздывание (late), одинаковое для всех значений времён $t(j)$ ($j = \overline{1, M}$), конкретное значение запаздывания выбирают по минимальному значению невязок между двумя траекториями [1, 2].

Для вычисления линейного расстояния между двумя горизонтальными точками используют следующую процедуру:

– вычисляют косинус ортодромии, проведённой между точками $(\varphi_{res}(t_j), \lambda_{res}(t_j))$ и $(\varphi_{ref}(t_j), \lambda_{ref}(t_j))$, по формуле [3]:

$$\cos S_{dg}(j) = \sin \varphi_{res}(t_j) \sin \varphi_{ref}(t_j) + \cos \varphi_{res}(t_j) \cos \varphi_{ref}(t_j) \cos(\lambda_{ref}(t_j) - \lambda_{res}(t_j)); \quad (1)$$

– вычисляют длину ортодромии в градусах, косинус которой вычисляется по формуле (1):

$$S_{dg}(j) = \arccos(\cos S_{dg}(j)); \quad (2)$$

– вычисляют длину ортодромии, проведённой между точками $(\varphi_{res}(t_j), \lambda_{res}(t_j))$ и $(\varphi_{ref}(t_j), \lambda_{ref}(t_j))$ в километрах:

$$S_{км}(j) = 1,853 \cdot 60 \cdot (S_{dg}(j)). \quad (3)$$

В связи с тем, что аргументы величины $\cos S_{dg}(j)$ являются случайными величинами с известными параметрами, расстояние $l_{xy}(j) = S_{xy}(j)$ между траекториями для времени $t(j)$ является функцией случайных аргументов, то есть некоторой случайной величиной, характеристики которой необходимо учитывать при оценке точности определения координатной системой наблюдения ОВД.

Для оценки точности определения горизонтальных координат ВС используются различные меры вычисленных расстояний (невязок) между точками двух траекторий:

– среднеквадратическая мера

$$\text{rms} = \sqrt{\frac{\sum_{j=1}^M l_{xy}^2(j)}{M}} [\text{км}]; \quad (4)$$

– непрерывная (линейная) мера

$$\text{mean_abs} = \frac{\sum_{j=1}^M |l_{xy}|}{M} [\text{км}]. \quad (5)$$

Если при вычислении точности (4), (5) используют только координаты траекторий ВС, то такие оценки называют точечными в отличие от интервальных, при вычислении которых используют параметры случайного разброса ошибок определения широты (φ) и долготы (λ) траекторных положений ВС, а также заданные уровни доверительных вероятностей интервальных оценок точности.

Точечное оценивание точности определения координат ВС системой наблюдения ОВД на основе сглаживания дискретных траекторных измерений натуральными сплайнами третьей степени, параметры которых определены методом наименьших квадратов (МНК 3-сплайнами)

Любой набор дискретных траекторных измерений, зафиксированный с ошибками, можно представить в виде сглаживающего МНК 3-сплайна [4, 5]. Для любых исследуемых траекторий, для которых методом сравнения с опорными траекториями получены оценки точности, можно построить сглаживающие сплайны. Сглаженная траектория играет роль траектории полёта ВС без ошибок.

Расстояние между значениями сплайна для времени t_j и значениями траекторных параметров для времени t_j можно трактовать как линейную невязку и оценить точность систем наблюдения ОВД.

Учёт случайной природы ошибок при оценке точности определения горизонтальных координат ВС системой наблюдения ОВД. Интервальное оценивание точности.

Ранее были рассмотрены два метода оценки точности горизонтальных координат ВС системой наблюдения ОВД. В обоих методах каждому дискретному значению горизонтальных координат траектории полёта ВС, определённой системой наблюдения, ставится в соответствие метрическое расстояние между этими координатами и «идеальным» горизонтальным местоположением ВС для того же времени определения. В одном случае «идеальное» местоположение формируется посредством опорной траектории, в другом случае – значением сглаживающего сплайна. В любом случае рассматриваемое расстояние для времени определения горизонтальной координаты исследуемой траектории рассчитывается по формулам (1)–(3) и является функцией случайных аргументов.

Ранее также были даны общие характеристики ошибок определения дискретных значений горизонтальных координат опорной и исследуемой траекторий полёта.

Сложный характер вычисления одного значения невязки, определяемый формулами (1)–(3), а тем более точности определения координатной информации системы наблюдения, вычисляемой по формулам (4), (5), не позволяет использовать простую аналитическую зависимость оценки влияния случайных ошибок определения широты φ и долготы λ исследуемой траектории ВС на принятие решения о значениях точности системы наблюдения ОВД. Поэтому приходится использовать не аналитические формулы для оценки влияния случайных ошибок определения широты и долготы на точность системы наблюдения, а особые подходы или алгоритмы.

Оценка параметров ошибок $\delta\varphi$ и $\delta\lambda$. После устранения задержки исследуемой траектории по отношению к опорной можно обоснованно считать, что математические ожидания ошибок равны нулю. Дисперсии ошибок и стандартные отклонения оценим через параметр σ отдельно для координат φ и λ . Для этого параметрические дискретные траектории компонент горизонтальных координат $\varphi_i(t)$, $\lambda_i(t)$ подвергают сплайн сглаживанию и оценивают:

$$S_{\varphi} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (\varphi_i - S_{3_{\varphi_i}})^2}{N}};$$
$$S_{\lambda} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (\lambda_i - S_{3_{\lambda_i}})^2}{N}}.$$

Вычисление доверительного интервала для дискретных измерений φ , λ с учетом оценки значений S_{φ} , S_{λ} . Для этого используют критерий Стьюдента при построении доверительного интервала для математического ожидания случайной величины φ (λ), имеющей нормальное распределение при неизвестном значении σ . Существуют два варианта построения доверительного интервала для заданного уровня доверительной вероятности.

При первом варианте полагают, что оценкой математического ожидания $\varphi_i (\lambda_i)$ является значение $\varphi_i (\lambda_i)$, а оценкой $\sigma_\varphi (\sigma_\lambda)$ является величина $S_\varphi (S_\lambda)$. Тогда для каждого $\sigma_\varphi (\sigma_\lambda)$ определения горизонтальной координаты $\varphi_i (\lambda_i)$ можем оценить доверительный интервал, накрывающий с заданной вероятностью $(1-\alpha)$ действительное математическое ожидание $\varphi (\lambda)$:

$$P(\varphi_i - qv_{\alpha/2}S_\varphi < \varphi < \varphi_i + qv_{\alpha/2}S_\varphi) = 1 - \alpha; \tag{6}$$

$$P(\lambda_i - qv_{\alpha/2}S_\lambda < \lambda < \lambda_i + qv_{\alpha/2}S_\lambda) = 1 - \alpha. \tag{7}$$

При числе измерений $n \geq 1000$ для определения S_φ, S_λ значения квантилей распределения Стьюдента совпадают со значениями квантилей нормального распределения:

- для $1-\alpha=0,9$ $qv_{\alpha/2}=1,64$;
- для $1-\alpha=0,95$ $qv_{\alpha/2}=1,96$;
- для $1-\alpha=0,99$ $qv_{\alpha/2}=2,58$.

При втором варианте полагают, что оценкой математического ожидания $\varphi_i (\lambda_i)$ является сглаженное МНК сплайном третьей степени значение определённой координаты $spl_{3_}\varphi_i$ и $spl_{3_}\lambda_i$, а оценкой $\sigma_\varphi (\sigma_\lambda)$ является величина $S_\varphi (S_\lambda)$. Тогда для каждого определения горизонтальной координаты $\varphi_i (\lambda_i)$ можно оценить доверительный интервал, накрывающий с заданной вероятностью $(1-\alpha)$ действительное математическое ожидание $\varphi (\lambda)$:

$$P(spl_{3_}\varphi_i - qv_{\alpha/2}S_\varphi < \varphi < spl_{3_}\varphi_i + qv_{\alpha/2}S_\varphi) = 1 - \alpha; \tag{8}$$

$$P(spl_{3_}\lambda_i - qv_{\alpha/2}S_\lambda < \lambda < spl_{3_}\lambda_i + qv_{\alpha/2}S_\lambda) = 1 - \alpha. \tag{9}$$

Генерация случайных величин. Необходимо выполнить генерацию нормальных случайных величин, имеющих нулевое математическое ожидание и среднеквадратические отклонения, равные $qv_{\alpha/2}S_\varphi$ и $qv_{\alpha/2}S_\lambda$, сформировать новые значения дискретных определений горизонтальных координат ВС по правилам:

$$\begin{aligned} \varphi_i &= \varphi_i + \Delta\varphi_i(0; qv_{\alpha/2}S_\varphi); \quad i = \overline{1, N}; \\ \lambda_i &= \lambda_i + \Delta\lambda_i(0; qv_{\alpha/2}S_\lambda); \quad i = \overline{1, N} \end{aligned}$$

для 1-го варианта построения доверительного интервала и

$$\begin{aligned} \varphi_i &= spl_{3_}\varphi_i + \Delta\varphi_i(0; qv_{\alpha/2}S_\varphi); \quad i = \overline{1, N}; \\ \lambda_i &= spl_{3_}\lambda_i + \Delta\lambda_i(0; qv_{\alpha/2}S_\lambda); \quad i = \overline{1, N} \end{aligned}$$

для 2-го варианта построения доверительного интервала, которые с вероятностью $(1-\alpha)=0,90; 0,95; 0,99$ гарантируют выполнение условий (6), (7) для 1-го варианта или (8), (9) для 2-го варианта построения доверительного интервала точности.

Вычисление точности определения координат ВС системой наблюдения ОВД должно выполняться с установленной заказчиком доверительной вероятностью.

Для вновь сформированных массивов дискретных значений $\varphi_i, \lambda_i (i = \overline{1, N})$ получаем оценки точности двумя рассмотренными ранее методами с известной вероятностью $(1-\alpha)$.

Примеры доверительного оценивания точности систем наблюдения ОВД

Выполним вычисления, описанные ранее. Будем использовать три измеренных траектории полёта ВС в районе аэродрома г. Тюмень:

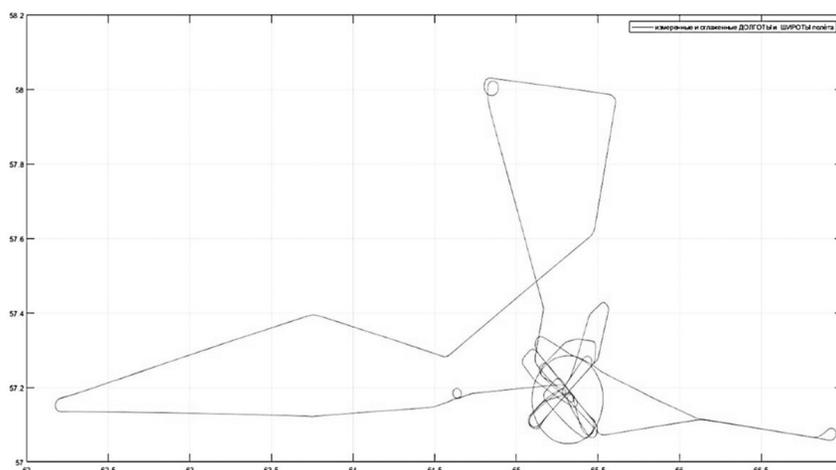
- а) Format 21 SIC 0 SAC 99 – Bcraft;
- б) Format 21 SIC 106 SAC 85 – ADS-B;
- в) Format 20 SIC 106 SAC 85 – MLAT.

Время существования траектории (а) лежит в интервале от 0 до 18432 с (5,12 ч). В среднем выполняется одно определение траектории (а) (φ, λ, t) за 2 с. Траектория (а) является опорной и зафиксирована в 9035 наблюдениях.

Время существования траектории (б) лежит в интервале от 0 до 18100 с (5,028 ч). В среднем выполняется одно определение координат траектории (б) (φ, λ, t) за 1 с. Траектория (б) зафиксирована в 17500 наблюдениях.

Время существования траектории (в) лежит в интервале от 0 до 13867 с (3,802 ч). В среднем выполняется два определения координат траектории (в) (φ, λ, t) в 1 с. Траектория (в) зафиксирована в 27500 наблюдениях.

На рисунке показана горизонтальная проекция опорной траектории (а). Графики горизонтальных проекций траекторий (б) и (в) частично совпадают графиком траектории (а). Визуально отличить графики траекторий невозможно из-за точности определения координат φ, λ .



Определённые и сглаженные МНК 3-сплайном горизонтальные координаты опорной траектории (а)

Точечное оценивание. Применим точечное оценивание, описанное ранее, к траекториям (а), (б) и (в). Для метода попарного сравнения будем использовать две пары (а), (б) и (а), (в), где опорной является траектория (а). Для метода на основе МНК сглаживания будем использовать отдельные траектории (б) и (в). Результаты оценивания сведены в таблицу.

Точечное и интервальное оценивания мер точности определения горизонтальных координат системами наблюдения ОВД в районе аэродрома г. Тюмень

| Вычисляемая мера точности [км] | Система наблюдения ОВД | | | | | |
|--|-------------------------|---------------------------|---|-------------------------|---------------------------|---|
| | ADS-B а/п Тюмень | | | MLAT а/п Тюмень | | |
| | Оценка точности | | Абсолютные значения разности мер точности [м] | Оценка точности | | Абсолютные значения разности мер точности [м] |
| | сравнение с Bcraft [км] | сглаживание сплайном [км] | | сравнение с Bcraft [км] | сглаживание сплайном [км] | |
| Точечное оценивание | | | | | | |
| rms | 0,0068 | 0,0135 | 6,7 | 0,0172 | 0,0161 | 1,1 |
| mean_abs | 0,0062 | 0,0087 | 2,5 | 0,0115 | 0,0111 | 0,4 |
| 90 % доверительное оценивание мер первого вида | | | | | | |
| rms | 0,0282 | 0,0258 | 2,4 | 0,0339 | 0,0308 | 3,1 |
| mean_abs | 0,0250 | 0,0224 | 2,6 | 0,0295 | 0,0268 | 2,7 |

Окончание таблицы

| Вычисляемая мера точности [км] | Система наблюдения ОВД | | | | | |
|--|-------------------------|---------------------------|---|-------------------------|---------------------------|---|
| | ADS-B а/п Тюмень | | | MLAT а/п Тюмень | | |
| | Оценка точности | | Абсолютные значения разности мер точности [м] | Оценка точности | | Абсолютные значения разности мер точности [м] |
| | сравнение с Bcraft [км] | сглаживание сплайном [км] | | сравнение с Bcraft [км] | сглаживание сплайном [км] | |
| 95 % доверительное оценивание мер первого вида | | | | | | |
| rms | 0,0335 | 0,0296 | 3,9 | 0,0393 | 0,0354 | 3,9 |
| mean_abs | 0,0297 | 0,0258 | 3,9 | 0,0345 | 0,0311 | 3,4 |
| 99 % доверительное оценивание мер первого вида | | | | | | |
| rms | 0,0439 | 0,0373 | 6,6 | 0,0492 | 0,0447 | 4,5 |
| mean_abs | 0,0388 | 0,0328 | 6,0 | 0,0432 | 0,0394 | 3,8 |
| 90 % доверительное оценивание мер второго вида | | | | | | |
| rms | 0,0288 | 0,0222 | 6,6 | 0,0347 | 0,0265 | 8,2 |
| mean_abs | 0,0255 | 0,0197 | 5,8 | 0,0304 | 0,0235 | 6,9 |
| 95 % доверительное оценивание мер второго вида | | | | | | |
| rms | 0,0341 | 0,0264 | 7,7 | 0,0398 | 0,0318 | 8,0 |
| mean_abs | 0,0302 | 0,0233 | 6,9 | 0,0351 | 0,0281 | 7,0 |
| 99 % доверительное оценивание мер второго вида | | | | | | |
| rms | 0,0440 | 0,0349 | 9,1 | 0,0496 | 0,0417 | 7,9 |
| mean_abs | 0,0390 | 0,0309 | 8,1 | 0,0438 | 0,0369 | 6,9 |

Анализ значений точности определения координат ВС разными системами наблюдения ОВД в районе аэродрома г. Тюмень показал их несущественные различия, не превосходящие 10 м, несмотря на разные подходы к формированию «идеальных» значений координат ВС. Этот результат справедлив как при точечном, так и при интервальном оценивании. Следовательно, возможно оценивание точности информации о горизонтальных координатах ВС системами наблюдения ОВД без использования самолётов-лабораторий.

Заключение

Разработан метод оценки точности определения горизонтальных координат ВС системой наблюдения ОВД:

- основанный на попарном сравнении координат опорных и исследуемых непрерывных траекторий полёта ВС после обязательного устранения сдвига по времени определения их горизонтальных координат;
- без использования опорной траектории полёта ВС, полученной посредством самолёта-лаборатории;
- удовлетворяющий интервальному оцениванию с заданными доверительными вероятностями.

Установлено, что отказ от использования непрерывных опорных и исследовательских траекторий ВС не позволяет устранять «запаздывание» (сдвиг) исследовательских траекторий по отношению к опорным, что ставит под сомнение репрезентативность результатов оценивания точности по результатам сравнения траекторий.

Сплайн-аппроксимация исследуемой траектории на основе использования траектории МНК-3 натурального сплайна для координат φ и λ позволяет получить удовлетворительные

интервальные и точечные значения точности определения горизонтальных координат ВС, не превышающие 10 м по отношению к оценкам попарного сравнения.

Оценки точности горизонтальных координат ВС с применением сглаживающих МНК-3 натуральных сплайнов позволяют предприятиям ОВД выполнять работы по контролю точности наблюдения с целью обеспечения безопасности полётов без привлечения самолёта-лаборатории.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Conflict of interest. The authors declare no conflict of interest

Список источников

1. Фесенко С. В. Точная оценка погрешностей радиолокационных измерений с использованием данных радиовещательного автоматического зависимого наблюдения // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2017. № 17. С. 70–77.
2. T. L. Verbraak, J. Ellerbroek, J. Sun, J. M. Hoekstra. Large-Scale ADS-B data and signal quality analysis. *Twelfth USA/Europe Air Traffic Management Research and Development Seminar (ATM2017)*. http://www.atmseminarus.org/seminarContent/seminar12/papers/12th_ATM_rd_Seminar_paper_83.pdf
3. Справочник лётчика и штурмана / под. ред. В. М. Лавского. Москва: Воениздат СССР, 1974. 511 с.
4. Спрысков В. Б. Применение локальных базисных сплайнов для расчёта траектории по данным радиолокационных измерений. Москва, 1983, 10 с. (Рукопись депонирована в ЦНТИ ГА Д-83 № 191).
5. Отчет о НИР «Разработка методики оценки безопасности полётов на основе расчёта риска катастроф при внедрении маршрутов ОВД для типов навигационных спецификаций RNAV 1 и RNAV 5 навигации, основанной на характеристиках (PBN), с использованием информации системы наблюдения ОВД». Москва: Филиал «НИИ Аэронавигации» ФГУП ГосНИИ ГА, 2016. 221 с.

References

1. Fesenko S.V. Accurate estimation of radar errors using automatic dependent surveillance –broadcast. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2017, no. 17, pp. 70–77. (In Russ.)
2. T. L. Verbraak, J. Ellerbroek, J. Sun, J. M. Hoekstra. Large-Scale ADS-B data and signal quality analysis. *Twelfth USA/Europe Air Traffic Management Research and Development Seminar (ATM2017)*. http://www.atmseminarus.org/seminarContent/seminar12/papers/12th_ATM_rd_Seminar_paper_83.pdf
3. Pilot and navigator directory. Ed. V. M. Lavsky, Moscow, Voenizdat SSSR Publ., 1974, 511 p. (In Russ.)
4. Spryskov V. B. *The use of local basis splines to calculate the trajectory from radar measurements*. Moscow, 1983, 10 p. (The manuscript is deposited at TsNTI GA D-83 No. 191). (In Russ.)
5. Report on research and development “Development of a methodology for assessing flight safety based on the calculation of catastrophe risk when introducing ATS routes for types of navigation specifications RNAV 1 and RNAV 5 of navigation based on characteristics (PBN), using information from the ATS observation system”, Moscow, Branch “Research Institute of Air Navigation” GosNII GA, 2016, 221 p. (In Russ.)

Информация об авторах

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

Шувалова Екатерина Викторовна, заместитель генерального директора по аэронавигации, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, shuvalovaev@gosniiga.ru

Кузнецов Сергей Вадимович, начальник отдела – директор ЦСТО, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, kuznetsov_sv@gosniiga.ru

Authors information

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

Shuvalova Ekaterina V., Deputy General Director for Air Navigation, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, shuvalovaev@gosniiga.ru

Kuznetsov Sergei V., Head of Department – Director of CAET, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, kuznetsov_sv@gosniiga.ru

Статья поступила в редакцию 24.04.2024; одобрена после рецензирования 12.12.2024; принята к публикации 19.12.2024.

The article was submitted 24.04.2024; approved after reviewing 12.12.2024; accepted for publication 19.12.2024.

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 28.12.2024

Печать офсетная
17,6 усл. печ. л.

Формат 60x84 1/8
Заказ № 25-01а

11,9 уч.-изд. л.
Тираж 70 экз.

Изготовлено и оформлено: ООО «Типография Миттель Пресс»

e-mail: mittelpress@mail.ru

Автор вёрстки: Михеева А. В.