

**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 (№ 350)

№ 39

**Москва
2022**

ББК 39.5

НЗ4

Научный вестник ГосНИИ ГА

№ 39

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

Учредитель. Издатель. Редакция:

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

Founder, Publisher, Editorial board:

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

Подписной индекс в Интернет-каталоге
«Пресса России» 70663
© ФГУП Государственный НИИ гражданской
авиации, 2022

Редакционная коллегия

Главный редактор	– А. В. Максименко, канд. социол. наук (ГосНИИ ГА)
Зам. главного редактора	– А. А. Богоявленский, д-р техн. наук (ГосНИИ ГА)
Ответственный секретарь	– С. В. Диогенов, канд. воен. наук (ГосНИИ ГА)

Члены редакционной коллегии

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 (НИЦ «Институт им. Н. Е. Жуковского», Москва, Россия)
А. Я. Книвель, канд. техн. наук (Авиарегистр России, Москва, Россия)
В. Б. Козловский, д-р техн. наук, проф. (ПАНХ, Краснодар, 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)
Е. Е. Нечаев, заслуженный работник транспорта Российской Федерации, д-р техн. наук, проф. (МГТУ ГА, Москва, Россия)
В. А. Соколов, заслуженный работник высшей школы Российской Федерации, д-р физ.-мат. наук, проф. (Ярославский государственный университет им. П. Г. Демидова, Ярославль, Россия)
О. Ю. Страдомский, заслуженный работник транспорта Российской Федерации, канд. техн. наук (ГосНИИ ГА, Москва, Россия)
Р. С. Фадеев, канд. техн. наук (Ассоциация «Транспортная безопасность», Москва, Россия)
Фам Вьет Зунг, канд. техн. наук (Министерство транспорта Вьетнама, Ханой, Вьетнам)
О. Г. Феокистова, 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	– Maksimenko A. V., Cand. Sci. (Sociol.), GosNII GA, Moscow, Russia
Deputy chief editor	– Bogoyavlenskiy A. A., Dr. Sci. (Eng.), GosNII GA, Moscow, Russia
Responsible Secretary	– Diogenov S. V., Cand. Sci. (Mil.), GosNII GA, Moscow, Russia

The members of the Editorial Board

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

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

e-mail: science@gosniiga.ru

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

НАУЧНЫЙ ВЕСТНИК ГОСУДАРСТВЕННОГО НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОГО ИНСТИТУТА ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

№ 39

2022

СОДЕРЖАНИЕ

Аэронавигация и эксплуатация авиационной техники

Потапенко Ю. А., Лосев А. И., Разиньков Ф. Ф. Анализ разрушения поврежденных коррозией болтов крепления потолочных панелей обшивки к силовым шпангоутам № 7 и № 10 центральной части фюзеляжа вертолетов Ми-8	9
Рыбкин П. Н., Чинючин Ю. М., Далецкий С. С. Информационная картина и математическая модель развития сложной ситуации для тренажерной подготовки пилотов вертолѐта Ми-8МТВ	21
Арепьев К. А., Симонов Т. Н., Гуреев Г. Г., Никитин Я. Ю. Оценка коррозионного состояния парка самолетов Ан-24, зарегистрированных в государственном реестре гражданских воздушных судов	32
Масленникова Г. Е., Дмитриева С. В., Тажетдинов Р. Р. Вопросы определения величины свободной тяги вертолетов Ми-8Т и Ми-8МТВ в эксплуатации	43
Алгазин С. Д. О табулировании собственных частот тяжелой жидкости в цилиндрическом сосуде	50
Самуленков Ю. И., Кириллова Н. Б., Далецкий С. С., Рогозин Р. М. Организационно-технические аспекты обеспечения летной годности беспилотных воздушных судов	60
Маркевич П. Оптимизация параметров крейсерского полета магистрального самолета на основе метода многоцелевого подхода	72
Самойлов И. А., Лесничий И. В., Самойлов В. И., Кипчарский Д. А. Анализ общих тенденций и прогноз развития рынка авиаперевозок российских авиакомпаний	81
Фридлянд А. А., Чубуков А. П. Анализ механизмов долгосрочного прогнозирования воздушных перевозок	90

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

Рухлинский В. М., Хаустов А. А. Определение приемлемого уровня безопасности полетов поставщика авиационных услуг	101
Попов Ю. В., Диогенов Е. С. Классификация систем обеспечения безопасности полетов	113
Картышев О. А., Картышев М. О., Ардашев И. О. Установление внешних границ седьмой подзоны и зоны запрещения строительства нормируемых объектов приаэродромной территории	122
Великанов А. В., Дьякова Н. А., Шишкин А. В., Буравлев Е. Н. Термоэлектрическая генераторная установка для беспилотных летательных аппаратов	135

Интеллектуальные транспортные системы

Быкова В. В., Карапетян А. Г., Шарыпов А. Н., Коваль С. В. Предупреждение и коррекция ошибок операторов информационных систем в авиационной деятельности	144
---	-----

SCIENTIFIC BULLETIN OF THE STATE SCIENTIFIC RESEARCH INSTITUTE OF CIVIL AVIATION

№ 39

2022

CONTENTS

Navigation and operation of aircraft

Potapenko Yu. A., Losev A. I., Razinkov F. F. Analysis of the destruction of corrosion-damaged bolts securing the ceiling panels of the skin to the power frames no. 7 and no. 10 of the central part of the fuselage of Mi-8 helicopters	9
Rybkin P. N., Chinuchin Yu. M., Daletsky S. S. Information pattern and mathematical model of the complex situation development for simulator training of Mi-8 MTV helicopter pilots	21
Arepyev K. A., Simonov T. N., Gureev G. G., Nikitin Ya. Yu. Assessment corrosion condition of the fleet of An-24 aircraft registered in the state register of civil aircraft	32
Maslennikova G. E., Dmitrieva S. V., Tazhetdinov R. R. Questions of calculation free thrust value for Mi-8T and Mi-8MTV helicopters in operation	43
Algazin S. D. On the tabulation of the natural frequencies of a heavy liquid in a cylindrical vessel	50
Samulenkov Yu. I., Kirillova N. B., Daletsky S. S., Rogozin R. M. Organizational and technical aspects of ensuring the airworthiness of unmanned aircraft	60
Markiewicz P. The cruise flight optimisation method based on multipurpose approach	72
Samoylov I. A., Lesnichiyy I. V., Samoylov V. I., Kipcharskiy D. A. Analysis of general trends and forecast of the development of the air transportation market of Russian airlines	81
Fridlyand A. A., Chubukov A. P. Long-term forecasting methods for air transportation	90

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

Rukhlinskiy V. M., Khaustov A. A. Establishing a target level of safety for an aviation service provider	101
Popov Yu. V., Diogenov Ev. S. Classification of systems of safety of flights	113
Kartyshev O. A., Kartyshev M. O., Ardashev I. O. Establishment of the external borders of the seventh sub-zone and the prohibition zone for the construction of regulated facilities in near the aerodrome area	122
Velikanov A. V., Dyakova N. A., Shishkin A. V., Buravlev E. N. Thermoelectric generator set for unmanned aerial vehicles	135

Intelligent Transport Systems

Bykova V. V., Karapetyan A. G., Sharypov A. N., Koval S. V. Prevention and correction of errors of operators of information systems in aviation activities	144
---	-----

Научная статья

УДК 629.735.015.4:620.193

АНАЛИЗ РАЗРУШЕНИЯ ПОВРЕЖДЕННЫХ КОРРОЗИЕЙ БОЛТОВ КРЕПЛЕНИЯ ПОТОЛОЧНЫХ ПАНЕЛЕЙ ОБШИВКИ К СИЛОВЫМ ШПАНГОУТАМ № 7 И № 10 ЦЕНТРАЛЬНОЙ ЧАСТИ ФЮЗЕЛЯЖА ВЕРТОЛЕТОВ МИ-8

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

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. Ряд исследований, посвященных анализу коррозионных повреждений элементов конструкции планера вертолетов различных типов, эксплуатирующихся в гражданской авиации Российской Федерации, показал, что зоной наиболее интенсивного повреждения коррозией планеров вертолетов Ми-8 является зона под грузовым полом центральной части фюзеляжа (ЦЧФ). Вместе с тем, в последнее время выявлен ряд коррозионных повреждений деталей болтовых соединений потолочной панели обшивки с силовыми шпангоутами ЦЧФ в зоне узла крепления рамы главного редуктора к фюзеляжу. В статье представлены результаты исследования болта крепления потолочной панели обшивки к силовому шпангоуту № 10 ЦЧФ вертолета типа Ми-8, разрушенного вследствие снижения сопротивления усталости болта материала из-за повреждения язвенной коррозией. Приведены результаты оптико-визуального исследования коррозионных повреждений и фрактографического исследования поверхности разрушения болта. Проанализированы статистические данные об аналогичных случаях разрушения болтов крепления потолочных панелей обшивки к силовым шпангоутам ЦЧФ вертолетов типов Ми-8 и Ми-8МТВ-1. Приведены результаты оценки продолжительности разрушения болтов, состоящего из двух этапов. Первый – развитие язвенного коррозионного повреждения, послужившего концентратором напряжений, второй – усталостное разрушение от начала развития усталостной трещины от концентратора до полного разрушения болтов. Перечислены мероприятия, рекомендованные Разработчику вертолета (АО «НЦВ Миль и Камов») для включения в ремонтную документацию с целью предотвращения подобных разрушений болтов, устанавливаемых в анализируемой зоне, на вертолетах типа Ми-8 и типа Ми-8МТВ-1.

Ключевые слова: коррозионное повреждение, коррозионная язва, усталостное разрушение, болтовое соединение, центральная часть фюзеляжа, потолочная панель обшивки, шпангоут

Для цитирования: Потапенко Ю. А., Лосев А. И., Разиньков Ф. Ф. Анализ разрушения поврежденных коррозией болтов крепления потолочных панелей обшивки к силовым шпангоутам № 7 и № 10 центральной части фюзеляжа вертолетов Ми-8 // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 39. С. 9–20.

ANALYSIS OF THE DESTRUCTION OF CORROSION-DAMAGED BOLTS SECURING THE CEILING PANELS OF THE SKIN TO THE POWER FRAMES No. 7 AND No. 10 OF THE CENTRAL PART OF THE FUSELAGE OF MI-8 HELICOPTERS

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

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

Abstract. A number of studies devoted to the analysis of corrosion damage to the structural elements of the airframe of helicopters of various types operated in the civil aviation of the Russian Federation have shown that the zone of the most intense corrosion damage to the airframes of Mi-8 helicopters is the zone under the cargo floor of the central part of the fuselage (CCF). At the same time, a number of corrosion damages have recently been revealed on the details of bolted connections of fastening of the side and ceiling panels of the skin to the power frames of the CCF, which were concentrators of fatigue destruction of bolts, in the area of the attachment point of the main gearbox frame to the fuselage. The article presents the results of a study of the bolt fastening of the ceiling panel of the skin to the power frame no. 10 of the Mi-8 helicopter, destroyed due to a decrease in the fatigue resistance of its material due to damage by ulcerative corrosion. The results of an optical-visual study of corrosion damage and a fractographic study of the bolt fracture surface are presented. Statistical data on similar cases of destruction of bolts fastening the ceiling panels of the skin to the power frames of the CCF of Mi-8 helicopters of all types and modifications are analyzed. The results of the evaluation of the duration of the destruction of bolts, consisting of two stages, are presented. The first is the development of ulcerative corrosion damage, which served as a stress concentrator; the second is fatigue failure from the beginning of the development of a fatigue crack from the concentrator to the complete destruction of the bolts. The measures recommended to the Helicopter Developer for inclusion in the repair documentation in order to prevent such destruction of bolts installed in the analyzed area on Mi-8 and Mi-8MTV-1 helicopters are listed.

Keywords: corrosion damage, corrosion ulcer, fatigue failure, bolted connection, central part of the fuselage, ceiling panel skin, frame

For citation: Potapenko Yu. A., Losev A. I., Razinkov F. F., Analysis of the destruction of corrosion-damaged bolts securing the ceiling panels of the skin to the power frames no. 7 and no. 10 of the central part of the fuselage of Mi-8 helicopters, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2022, no. 39, pp. 9–20. (In Russ.)

Введение

В последнее время много внимания уделяется изысканию возможности замены вертолетов «стареющего парка» на более новые вертолеты практически аналогичной конструкции. В связи с этим актуальной является задача оценки влияния факторов, потенциально снижающих прочность конструкции вертолета в процессе его эксплуатации, на величину установленных для парка вертолетов «стареющего типа» ресурсов и сроков службы, как назначенных, так и межремонтных.

Коррозионные повреждения, входящие наряду с усталостными и случайными эксплуатационными повреждениями в совокупность основных (но не единственных) факторов, снижающих прочность конструкции воздушных судов (ВС) и, соответственно, ограничивающих величины ресурсов и сроков службы, составляют от 70 до 80 % от всех выявляемых в эксплуатации дефектов планеров гражданских ВС [1].

В последние годы был проведен ряд исследований, посвященных анализу коррозионных повреждений элементов конструкции планера вертолетов Ми-8 всех типов и модификаций [2–4]. В результате проведенного анализа было установлено, что зоной наиболее интенсивного повреждения коррозией планеров вертолетов Ми-8 является зона под грузовым полом центральной части фюзеляжа (ЦЧФ). В настоящее время коррозионная повреждаемость данной зоны достаточно хорошо изучена, выявлены элементы конструкции этой зоны, подверженные наиболее интенсивному коррозионному повреждению, проанализирована динамика изменения параметров, характеризующих коррозионное повреждение, с увеличением срока службы вертолетов, разработаны рекомендации по уменьшению влияния факторов, способствующих образованию и развитию коррозии в рассматриваемой зоне, как для ремонтных, так и для эксплуатирующих предприятий [5–9].

Негативное влияние, которое коррозионные повреждения, развивающиеся в некоторых ответственных элементах конструкции, узлах и соединениях ВС, могут оказать на иницирование

и развитие процессов разрушения по механизмам расслаивающей коррозии, коррозионного растрескивания или коррозионной усталости, подробно описано в работе [10].

Одним из таких ответственных соединений ЦЧФ вертолетов Ми-8 является узел крепления к фюзеляжу рамы главного редуктора, включающий болтовое соединение рамы с силовыми шпангоутами № 7 и № 10 ЦЧФ, прилегающие участки шпангоутов с отверстиями под болты и заклепки, а также детали болтового соединения потолочной панели обшивки с силовыми шпангоутами.

Наряду с трещинами усталостного характера, неоднократно выявлявшимися в рассматриваемой зоне силовых шпангоутов № 7 и № 10 ЦЧФ, в этой же зоне также неоднократно выявлялись трещины усталостного характера в обшивке потолочной панели, как вертолетов типа Ми-8, так и Ми-8МТВ-1 [11].

До настоящего времени случай разрушения болта крепления потолочной панели обшивки к силовым шпангоутам ЦЧФ был единичным. Проведенное авторами исследование позволило установить, что разрушение болта 3024А-10-40 крепления потолочной панели к шпангоуту № 7 ЦЧФ вертолета Ми-8П RA-25962 имело многоочаговый усталостный характер и было обусловлено снижением сопротивления усталости из-за коррозионного повреждения. В выводах исследования [10]. было сделано предположение, что коррозионное повреждение, выявленное в болтовых соединениях крепления потолочной панели обшивки к силовым шпангоутам вертолета типа Ми-8 в пассажирском варианте изготовления (Ми-8П), обусловлено особенностями такой модификации вертолета из-за применения в анализируемой зоне теплозвукоизоляционного (ТЗИ) материала, способствующего конденсированию и сохранению влаги.

Предполагалось, что для аналогичных вертолетов типа Ми-8 в транспортном варианте изготовления (Ми-8Т), несмотря на выявляемые в анализируемой зоне коррозионные повреждения деталей I уровня, разрушения болтов крепления панелей обшивки, как потолочной, так и бортовых, по причине снижения сопротивления усталости вследствие коррозии крайне маловероятны.

Причиной, послужившей проведению данного исследования, явилась информация о разрушении болта крепления потолочной панели обшивки к силовому шпангоуту № 10 ЦЧФ вертолета Ми-8Т.

Объект исследования

Согласно письму АО «ОЗГА» от 12.05.2021 № 6/2567, в процессе очередного (восьмого) капитального ремонта вертолета Ми-8Т RA-25305 при проверке момента затяжки болтовых соединений было выявлено разрушение болта 3024А-10-58 крепления потолочной панели к шпангоуту № 10 ЦЧФ в зоне стрингера № 7 по правому борту.

Вертолет Ми-8Т RA-25305 (зав. № 98203683) изготовлен Улан-Удэнским авиационным заводом 02.03.1982. Вертолет наработал с начала эксплуатации (СНЭ) 9758 ч при сроке службы с даты изготовления (СДИ) 39 лет, после предыдущего (седьмого) капитального ремонта, проведенного АО «ОЗГА» 26.05.2014, – 1428 ч, 8 лет.

Для определения характера и причины разрушения болт 3024А-10-58 был направлен в ГосНИИ ГА.

Цели исследования

Целями исследования являлись определение характера и причины разрушения болта 3024А-10-58 крепления потолочной панели к шпангоуту № 10 ЦЧФ вертолета Ми-8Т RA-25305, а также разработка рекомендаций по предотвращению аналогичных разрушений болтов с оценкой срока службы вертолетов Ми-8 различных типов путем введения дополнительных мероприятий при их капитальном ремонте.

Методы исследования

Для установления причины разрушения болта крепления обшивки потолочной панели к шпангоуту № 10 ЦЧФ в зоне стрингера № 7 по правому борту вертолета были проведены комплексные исследования, включающие в себя:

- изучение технического состояния объекта исследования;
- опτικο-визуальное исследование и документирование коррозионного повреждения разрушенного болта крепления обшивки потолочной панели;
- фрактографическое исследование поверхности разрушения болта;
- анализ статистических данных об аналогичных случаях разрушения болтов крепления потолочных панелей обшивки к силовым шпангоутам ЦЧФ вертолетов Ми-8;
- оценку срока службы СДИ вертолетов Ми-8, при котором необходимо введение дополнительных мероприятий, направленных на предотвращение подобных разрушений.

Материалы исследования

Коррозионные повреждения элементов конструкции потолочных панелей обшивки ЦЧФ вертолетов Ми-8 всех типов и модификаций выявляются достаточно редко. По данным работы [4] коррозионные повреждения элементов конструкции потолочных панелей обшивки зарегистрированы лишь на 14 вертолетах типа Ми-8 из 443 экз., заявленных к эксплуатации. Минимальный срок службы СДИ вертолетов типа Ми-8, при котором были зарегистрированы коррозионные повреждения элементов конструкции потолочных панелей обшивки, составляет 23 года [4].

Из 208 вертолетов типа Ми-8МТВ-1, заявленных к эксплуатации, лишь на пяти были выявлены коррозионные повреждения элементов конструкции потолочных панелей обшивки ЦЧФ, из них на двух – при сроке службы СДИ 19 лет, на остальных – при сроке службы СДИ 23 года и более [3].

Среди 170 экз. вертолетов типа Ми-8АМТ лишь на одном были выявлены коррозионные повреждения элементов конструкции потолочной панели [3]. Срок службы СДИ вертолета Ми-8АМТ RA-22980 (зав. № 59489607603) составлял при этом 21 год.

Наиболее интенсивные коррозионные повреждения, сопровождавшиеся усталостным разрушением одного из болтов, были выявлены в болтовых соединениях потолочной панели с силовыми шпангоутами № 7 и № 10 ЦЧФ вертолета Ми-8П. Поскольку подобные интенсивные коррозионные повреждения элементов болтового соединения в данной зоне ранее не встречались, авторы исследования [10] связали их с применением ТЗИ материала, устанавливаемого на пассажирских вариантах вертолетов типа Ми-8 в модификациях «П» и «ПС», а также типа Ми-8МТВ-1 в модификации «Салон».

Таким образом, разрушение болта крепления потолочной панели обшивки к силовому шпангоуту ЦЧФ вертолетов Ми-8Т ранее не встречалось.

Разрушение исследуемого болта произошло по сечению, расположенному на удалении примерно 24 мм от опорного торца головки болта (рис. 1), то есть по сечению, которое находится в колодце отверстия и по которому отсутствует сочленение соединяемых деталей. Стержень болта в зоне протяженностью 30–31 мм от опорного торца головки болта покрыт продуктами коррозии темно-коричневого цвета.

Наибольшие повреждения язвенной коррозией наблюдаются вблизи зоны разрушения болта (см. рис. 1, б). При этом головка болта и резьбовая часть его стержня коррозионных повреждений не имеют, на них сохранилось защитное кадмиевое покрытие, предусмотренное нормалью на изготовление. Поверхности ответных частей излома покрыты плотными слоями продуктов коррозии (рис. 1, в), что свидетельствует о разрушении болта задолго до его выявления.

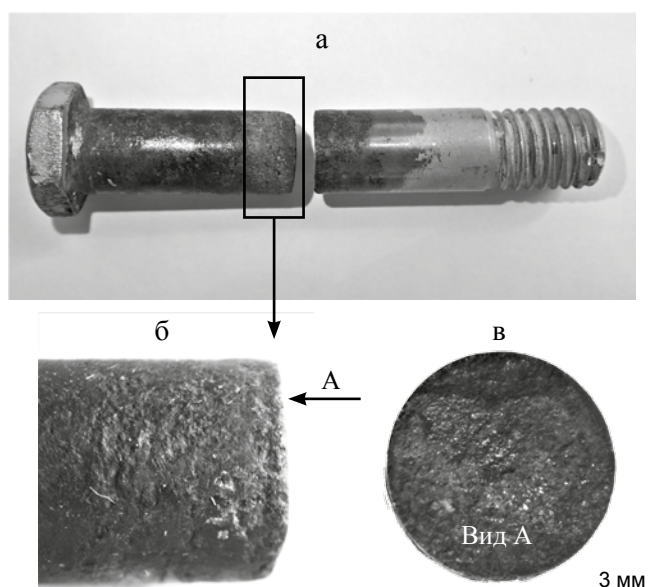


Рис. 1. Общий вид разрушенного болта 3024А-10-58 крепления потолочной панели к шпангоуту № 10 ЦЧФ вертолета Ми-8Т RA-25305 – а); вид на коррозионные повреждения на его стержне вблизи зоны разрушения – б); вид на излом разрушенного болта, покрытого продуктами коррозии – в)

Опорный торец головки болта и рабочие грани витков резьбы не имеют следов износа материала, что свидетельствует о работе болтового соединения в затянутом состоянии. Признаки смятия материала витков от перетяжки также отсутствуют.

Поверхности изломов болта были протравлены в химреактиве на основе ортофосфорной кислоты для удаления продуктов коррозии. После частичного удаления продуктов коррозии на изломе выявлены признаки усталостного разрушения (рис. 2, а) в виде макролиний полуэллиптической формы и сглаженного рельефа, характерного для внутризеренного разрушения стали 30ХГСА, из которой изготовлен болт.

В очаговой зоне отсутствуют или не сохранились из-за вторичных коррозионных повреждений излома ступеньки, возникающие при многоочаговом развитии усталостной трещины. Однако первая от очага усталостная макролиния имеет вытянутую вдоль длинной полуоси полуэллиптическую форму. Такое строение фронта трещины вблизи очага является типичным для случаев зарождения трещины от нескольких очагов, рассредоточенных по поверхности болта.

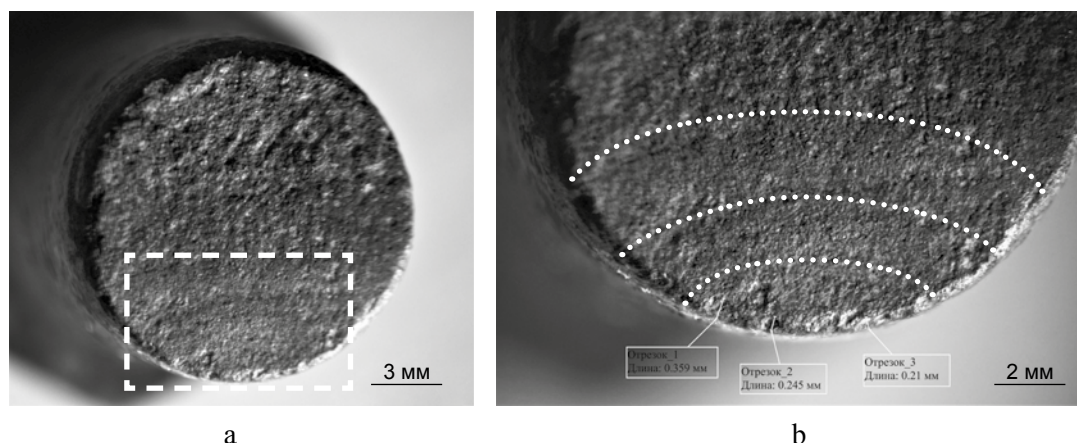


Рис. 2. Вид на излом разрушенного болта 3024А-10-58 – а), очаговая зона разрушения выделена пунктиром; вид на очаговую зону разрушения болта – б) с коррозионными язвами (указана глубина язв); пунктиром обозначены усталостные макролинии

Вместе с тем, в очаговой зоне имеются многочисленные коррозионные язвы, глубина одной из них достигает 0,359 мм (рис. 2, б). По мере удаления от очаговой зоны шероховатость рельефа излома нарастает примерно до середины сечения болта, где и далее наблюдается максимальная шероховатость. Несмотря на значительные вторичные коррозионные повреждения излома, данную зону, с учетом физико-механических свойств стали 30ХГСА, можно охарактеризовать как зону долома.

Временное сопротивление разрушению материала болта (сталь 30ХГСА), определенное по результатам измерений его твердости методом Роквелла (HRC 40), составило $\sigma_B = 130 \text{ кг/мм}^2$, что удовлетворяет требованиям чертежа по ТУ $\sigma_B = (120 \pm 10) \text{ кг/мм}^2$.

Анализ данных «Паспорта коррозионного состояния» вертолета Ми-8Т RA-25305 показал, что при предпоследнем капитальном ремонте, выполненном 26.05.2014, было выявлено коррозионное повреждение глубиной до 0,45 мм обшивки ЦЧФ между шпангоутами № 1 и № 3 и стрингерами № 23 и № 25 слева (под проемом сдвижной двери). В процессе дальнейшей эксплуатации и при последнем капитальном ремонте коррозионные повреждения не выявлялись. Таким образом, техническое состояние вертолета не отличается повышенным коррозионным повреждением фюзеляжа.

В нормальных условиях работы наиболее напряженными зонами болта являются либо впадина первого рабочего витка резьбы, либо галтельный переход под головкой болта. Разрушение болта по гладкому стержню свидетельствует о повышенной концентрации напряжений в данной зоне. Таким концентратором напряжений послужили коррозионные язвы на поверхности стержня болта.

Анализ статистических данных о случаях разрушения болтов крепления потолочных панелей обшивки к силовым шпангоутам ЦЧФ вертолетов Ми-8

Анализ статистических данных показал, что ранее подобное единичное разрушение болта было выявлено на вертолете Ми-8П RA-25962. Исследование разрушенного болта было проведено в ГосНИИ ГА [10]. Вертолет Ми-8П RA-25962 (зав. № 5830) ко времени проведенного исследования имел налет СНЭ 25998 ч при сроке службы СДИ 41 год.

В процессе подготовки материалов для отчета, содержащего анализ коррозионного состояния элементов конструкции планера вертолетов типа Ми-8 [4], были проанализированы «Паспорта коррозионного состояния» 117 экз. В результате было выявлено ещё одно ранее не учтенное разрушение болта крепления потолочной панели обшивки в зоне силового шпангоута № 10 ЦЧФ вертолета Ми-8П RA-25965 (зав. № 5849), который ко времени выявления данного дефекта имел наработку СНЭ 16298 ч при 30 годах срока службы СДИ [4]. Из фотоматериалов «Паспорта коррозионного состояния» следовало, что фрагмент болта с гайкой и шайбой ко времени выявления разрушения болта уже отсутствовали (рис. 3, а). Фрагмент болта, оставшийся в колодце отверстия, на исследование не поступал. Однако по общему коррозионному состоянию зоны шпангоута № 10 ЦЧФ, прилегающей к узлу крепления рамы главного редуктора, а также по одинаковому расположению разрушенных болтов крепления потолочных панелей обшивки к силовым шпангоутам вертолетов типа Ми-8П RA-25965 и RA-25962 (рис. 3, б) можно предположить, что механизм и причина разрушения однотипных болтов однотипных вертолетов были идентичны.

Разрушение болта крепления потолочной панели к силовому шпангоуту в зоне крепления рамы главного редуктора, повторно выявленное на вертолете Ми-8П, подтвердило в то время существовавшую версию о превалирующем факторе наличия ТЗИ материала, устанавливаемого в пассажирских кабинах вертолетов Ми-8П и Ми-8ПС, обуславливающим интенсивное коррозионное повреждение болтов вследствие контакта металла с влагой, накапливаемой этой изоляцией.

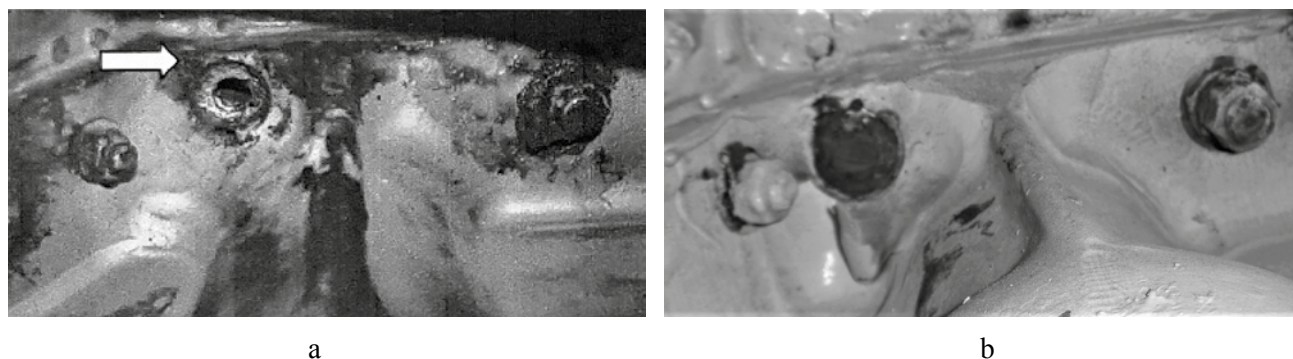


Рис. 3. Виды на место установки (указано стрелкой) разрушенного болта крепления потолочной панели обшивки к шпангоуту № 10 ЦЧФ по левому борту вертолета Ми-8П RA-25965 – а) и на аналогичный разрушенный болт с гайкой крепления потолочной панели обшивки к шпангоуту № 7 ЦЧФ (указан стрелкой) вертолета Ми-8П RA-25962 – б)

Вместе с тем, в письме от 12.05.2021 № 6/2567 АО «ОЗГА» сообщалось еще об одном подобном случае разрушения болта крепления потолочной панели к шпангоуту № 7 ЦЧФ на вертолете Ми-8МТВ-1 RA-25800 (зав. № 96012), имевшем налет СНЭ 15473 ч при сроке службы СДИ 29 лет. По информации завода разрушенный болт имел те же признаки коррозионного повреждения, что и болт вертолета Ми-8Т RA-25305, направленный для исследования.

Таким образом, два зарегистрированных случая разрушения болтов крепления потолочных панелей обшивки к силовым шпангоутам на вертолетах Ми-8Т и Ми-8МТВ-1 транспортной категории позволили уточнить ранее существовавшую версию об интенсивном коррозионном повреждении вследствие контакта металла болтов с влагой, накапливаемой ТЗИ пассажирских кабин вертолетов. Очевидно, что интенсивное коррозионное повреждение подобных болтов может иметь место на вертолетах Ми-8 всех типов и модификаций. При этом наличие ТЗИ, наиболее вероятно, ускоряет процесс образования на поверхности болтов коррозионных питтингов и язв, снижая срок службы болтовых соединений.

Согласно данным других ведущих авиаремонтных заводов: АО «НАРЗ» (Новосибирск), АО «356 АРЗ» (Энгельс) и АО «СПАРК» (Санкт-Петербург) подобных случаев разрушения болтов 3024А-10 крепления потолочных панелей обшивки к шпангоутам № 7 и № 10 ЦЧФ вертолетов Ми-8 не зарегистрировано.

Оценка срока службы вертолетов Ми-8 с даты изготовления до разрушения болтов крепления потолочных панелей обшивки к силовым шпангоутам ЦЧФ

К настоящему времени институт располагает сведениями о четырех случаях разрушения болтов крепления потолочных панелей к силовым шпангоутам № 7 и № 10 ЦЧФ вертолетов Ми-8, которые обусловлены их коррозионными повреждениями. Сроки службы вертолетов, на которых были выявлены разрушения этих болтов, составляют 29, 30, 39 лет и 41 год СДИ. Соответствующие им наработки СНЭ вертолетов при этом составляют 15473 ч, 16298 ч, 9758 ч и 25998 ч.

До настоящего времени ни одного случая усталостного разрушения подобных болтов без наличия на их поверхности интенсивного коррозионного повреждения не зарегистрировано. Следовательно, на начальном этапе разрушения болтов превалирующим разрушающим фактором являлась коррозия. При этом из всех четырех случаев разрушения глубина коррозионного повреждения, послужившего концентратором напряжений для зарождения и развития усталостной трещины, известна только для одного болта и составляет 0,359 мм.

Поэтому расчет продолжительности разрушения болтов от начала эксплуатации вертолета проводился в два этапа, исходя из следующих допущений: 1) зарождение и развитие

усталостной трещины в болтах инициировано коррозионными язвами при достижении ими глубины не менее 0,359 мм; 2) на этапе истощения усталостной долговечности поврежденных коррозией болтов глубина коррозионных язв, послуживших концентраторами напряжений для зарождения и развития усталостных трещин, не увеличивалась.

На первом этапе проводилась оценка времени развития коррозионного повреждения до глубины не менее 0,359 мм.

Определить точный срок службы вертолета, при котором на поверхности исследуемого болта образовались коррозионные язвы такой глубины, послужившие концентратором напряжений, невозможно из-за влияния на кинетику формирования таких коррозионных повреждений большого количества факторов, как характеризующих коррозионно-агрессивную среду, так и связанных с материалом и качеством изготовления болта, в том числе с качеством нанесения защитных покрытий.

Вместе с тем, из справочных данных [12] известно, что для хромо-никель-марганцевых сталей в жестких тропических условиях образование язв (питтингов) глубиной 0,356 мм (средняя глубина по измерениям 20 коррозионных повреждений) реализуется после 16 лет экспозиции. Сталь 30ХГСА, из которой изготовлен исследуемый болт, относится к среднеуглеродистым сталям, легирована, в отличие от стали, результаты коррозионных испытаний которой приведены в работе [12], кремнием вместо никеля. Помимо этого, эксплуатация вертолетов, на которых были выявлены разрушения болтовых соединений потолочных панелей обшивки с силовыми шпангоутами, проходила в климатических условиях менее жестких, чем тропические. Тем не менее, полученные в работе [12] результаты могут быть приняты в качестве оценочных для данного исследования.

Второй этап расчета, связанный с оценкой усталостной долговечности болтов, поврежденных коррозионными язвами, проводился из предположения, что вследствие различного уровня нагрузок, воспринимаемых элементами конструкции фюзеляжей вертолетов различных типов, долговечность болтов, поврежденных коррозией, будет разной. В связи с этим данные о наработке и сроке службы болта, разрушение которого было выявлено на вертолете типа Ми-8МТВ-1, были исключены из выборки аналогичных параметров группы рассматриваемых вертолетов типа Ми-8.

Учитывая, что усталостная долговечность определяется наработкой, а не сроком службы изделия, расчет среднего срока службы вертолетов до разрушения болтов проводился опосредованно через значения налета за анализируемый период и среднегодовые значения налета вертолетов с момента достижения коррозионной язвой глубины 0,359 мм и до момента полного разрушения болтов.

Данные о налетах вертолетов после первых 16 лет эксплуатации были получены из истории эксплуатации рассматриваемых экземпляров вертолетов. Оценка соответствия выборок величин налета вертолетов типа Ми-8 от начала развития усталостной трещины до разрушения болтов нормальному распределению проводилась способом сопоставления величин отношения R/S выборок (где R – размах, S – стандартное отклонение выборки) табличным значениям критических границ этого отношения для выборок объема n из нормально распределенной генеральной совокупности со стандартным отклонением σ с учетом особенной важности 10 % границ вероятности ошибки [13].

Проведенная оценка для вероятности ошибки $\alpha=0,10$ позволила установить, что выборка из трех значений налета вертолетов типа Ми-8 от времени достижения коррозионной язвой глубины 0,359 мм до разрушения болтов соответствует нормальному распределению – при табличных значениях нижней границы 1,758 и верхней границы 1,997 для $n=3$ рассчитанное значение составило $R/S=1,838$.

Расчет для среднегодовых величин налета по приведенному выше способу для такой же вероятности ошибки $\alpha=0,10$ позволил установить, что выборка из трех значений среднегодового

налета вертолетов типа Ми-8 за один год также соответствует нормальному распределению для $n=3$ рассчитанное значение R/S составило 1,878.

Оценка, выполненная по стандартным методам математической статистики при общепринятом допущении о нормальном (логарифмически нормальном) распределении усталостной долговечности с доверительной вероятностью $\beta=0,975$ показала, что минимальный срок службы от времени достижения коррозионной язвой глубины 0,359 мм до разрушения болтов крепления потолочных панелей обшивки к силовым шпангоутам № 7 и № 10 ЦЧФ вертолетов типа Ми-8 составляет приблизительно 17 лет. Для вертолетов типа Ми-8МТВ-1, на которых зарегистрирован лишь один случай разрушения аналогичного болта, его усталостная долговечность при наличии концентратора напряжений в виде коррозионной язвы может быть оценена сроком службы 13 лет.

Таким образом, принимая, что срок службы вертолетов Ми-8 (всех типов) до достижения коррозионной язвой на болтах крепления потолочных панелей к силовым шпангоутам глубины 0,359 мм составляет не менее 16 лет, суммарная продолжительность разрушения рассматриваемых болтов вследствие снижения сопротивления усталости его материала из-за коррозионного повреждения для вертолетов типа Ми-8 может быть оценена сроком 33 года, для вертолетов типа Ми-8МТВ-1 – 29 лет с даты изготовления вертолетов.

Рекомендуемые дополнительные мероприятия по предотвращению разрушения болтов и контролю болтовых соединений потолочных панелей с силовыми шпангоутами ЦЧФ

Наиболее интенсивные коррозионные повреждения исследованных болтов сосредоточены на стержне, который располагается в колодце отверстия в шпангоуте и недоступен для осмотра. При этом состояние видимых снаружи частей болта и гайки обычно остается удовлетворительным. Наряду с этим, стопорение болтовых соединений кернением приводит к тому, что они фактически являются неразборными, а болты неконтролепригодными.

Проверка затяжки болтового соединения в процессе ремонта, рекомендованная АО «НЦВ Миль и Камов» (технологией ремонта не предусмотрена), также малоэффективна для выявления трещин усталостного характера, развивающихся в болтах, так как при этом может быть выявлен либо уже разрушенный болт, либо практически полностью разрушенный в случае его долома при проверке.

В связи с этим, Разработчику вертолета АО «НЦВ Миль и Камов» целесообразно ввести обязательную замену болтов крепления потолочных панелей к силовым шпангоутам № 7 и № 10 ЦЧФ в процессе выполнения капитальных ремонтов вертолетов типа Ми-8 при достижении ими срока службы СДИ (с учетом возможной погрешности определения продолжительности развития коррозионного повреждения) 30–35 лет, вертолетов типа Ми-8МТВ-1 – 25–30 лет.

В то же время, результаты проверки моментов затяжки гаек рассматриваемых болтовых соединений, выполняемой в настоящее время на ремонтном заводе АО «ОЗГА», могут использоваться в качестве косвенной оценки коррозионного состояния болтовых соединений в недоступных для осмотра местах. Так, по данным письма АО «ОЗГА» от 15.02.2022 № 14/862 только в 2011 году по признаку ослабления затяжки гаек крепления потолочных и бортовых панелей к шпангоуту № 10 ЦЧФ вертолетов Ми-8Т были обнаружены и отбракованы три поврежденных коррозией болта этих болтовых соединений. При этом разрушения болтов выявлено не было.

Сроки службы вертолетов Ми-8Т до отбраковки рассматриваемых болтов составляли 24 года, 28 и 29 лет СДИ, наработки СНЭ соответственно 18303 ч, 17990 ч и 13581 ч.

Таким образом, помимо обязательной замены болтов крепления потолочных панелей обшивки к силовым шпангоутам может быть рекомендовано дополнение технологии капитального ремонта планера вертолетов Ми-8 всех типов и модификаций операцией проверки момента затяжки гаек болтовых соединений потолочных панелей обшивки с силовыми

шпангоутами ЦЧФ, начиная со срока службы вертолетов (с учетом возможной погрешности определения продолжительности развития коррозионного повреждения) 20–25 лет с даты их изготовления.

Заключение

В результате проведенных исследований установлено:

1. Разрушение болта 3024А-10-58 крепления потолочной панели обшивки к шпангоуту № 10 ЦЧФ вертолета Ми-8Т RA-25305 (зав. № 98203683) имеет усталостный характер и обусловлено снижением сопротивления усталости его материала из-за коррозионного повреждения.

2. Разрушения болтов крепления потолочных панелей обшивки к силовым шпангоутам № 7 и № 10 ЦЧФ в зоне крепления рамы главного редуктора вследствие снижения сопротивления усталости его материала из-за коррозионного повреждения могут иметь место на вертолетах Ми-8 всех типов и модификаций.

Разработчику вертолетов Ми-8 АО «НЦВ Миль и Камов» рекомендуется:

- рассмотреть вопрос об обязательной замене болтов крепления потолочных панелей к силовым шпангоутам № 7 и № 10 ЦЧФ в процессе выполнения капитальных ремонтов вертолетов типа Ми-8 при сроке службы 30–35 лет, вертолетов типа Ми-8МТВ-1 – 25–30 лет с даты их изготовления;

- дополнить технологию капитального ремонта планера вертолетов Ми-8 всех типов и модификаций операцией проверки момента затяжки гаек болтовых соединений потолочных панелей обшивки с силовыми шпангоутами № 7 и № 10 ЦЧФ, начиная со срока службы вертолетов 20–25 лет с даты их изготовления.

Список источников

1. Фейгенбаум Ю. М., Дубинский С. В. Влияние случайных эксплуатационных повреждений на прочность и ресурс конструкции воздушных судов // Научный вестник МГТУ ГА. 2013. № 187. С. 83–91.
2. Анализ коррозионного состояния вертолетов Ми-8 гражданской авиации Российской Федерации // Отчет НЦ ПЛГВС ГосНИИ ГА № 132/238-Ми-8-НСС, МРСС /17, 2017. 169 с.
3. Анализ возможности увеличения назначенных, межремонтных и до первого ремонта сроков службы вертолетов типа Ми-8МТВ-1 и Ми-8АМТ гражданской авиации Российской Федерации // Отчет НЦ ПЛГВС ГосНИИ ГА № 132/222-Ми-8-НСС /18, 2018. 116 с.
4. Анализ возможности увеличения назначенного срока службы вертолетов типа Ми-8 гражданской авиации Российской Федерации // Отчет НЦ ПЛГВС ГосНИИ ГА № 132/241-Ми-8-НСС /19, 2019. 279 с.
5. Акопян К. Э., Разиньков Ф. Ф. Количественная оценка параметров коррозионных повреждений, выявляемых на элементах конструкции центральной части фюзеляжа вертолетов Ми-8 // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2018. № 21. С. 21–30.
6. Разиньков Ф. Ф. Анализ влияния продолжительности эксплуатации на количество поврежденных коррозией шпангоутов и фитингов шпангоутов центральной части фюзеляжей вертолетов типа Ми-8 // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2018. № 24. С. 9–17.
7. Разиньков Ф. Ф., Акопян К. Э., Сиротин Н. Н. Анализ параметров, характеризующих коррозионные повреждения обшивки под грузовым полом центральной части фюзеляжа вертолетов типа Ми-8 // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2019. № 26. С. 19–26.
8. Разиньков Ф. Ф. Анализ коррозионных повреждений стрингерного набора под грузовым полом центральной части фюзеляжа вертолетов типа Ми-8 // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2019. № 29. С. 58–66.
9. Разиньков Ф. Ф., Акопян К. Э. Анализ изменения параметров коррозионных повреждений элементов конструкции центральной части фюзеляжа с увеличением сроков службы вертолетов типа Ми-8 // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2020. № 32. С. 53–64.

10. Потапенко Ю. А., Разиньков Ф. Ф., Трофимов Г. М. Анализ результатов исследования поврежденного коррозией болтового соединения потолочной панели и шпангоутов № 7 и 10 центральной части фюзеляжа вертолета Ми-8 // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2018. № 21. С. 61–69.
11. Сбор и систематизация эксплуатационных данных о повреждениях вертолётных конструкций, обусловленных виброакустическим воздействием. Часть 1. Вертолеты типа Ми-8, Ми-8МТВ-1, Ми-8АМТ // Научно-технический отчет о научно-исследовательской работе, шифр «Конверт-2021», № гос. регистрации: 132/203-ПЛГ-2020. ФГУП ГосНИИ ГА. 2020. 290 с.
12. Розенфельд И. Л., Персианцева В. П. Ингибиторы атмосферной коррозии. Москва: Наука, 1985. 278 с.
13. Закс Л. Статистическое оценивание. Пер. с нем. В. Н. Варыгина. Под ред. Ю. П. Адлера, В. Г. Горского. Москва: Статистика, 1976. 598 с.

References

1. Feygenbaum Yu. M., Dubinskiy V. S., The Influence of accidental operational damage on the structural strength and durability design of aircraft, *Scientific Bulletin of MSTU CA*, 2013, no. 187, pp. 83–91. (In Russ.)
2. *Analysis of the corrosion state of Mi-8 helicopters of civil aviation of the Russian Federation*, Report NC PLGVS GosNII GA No. 132/238-Mi-8-NSS, MRSS /17, 2017, 169 p. (In Russ.)
3. *Analysis of the possibility of increasing the service life of Mi-8MTV-1 and Mi-8AMT helicopters of the civil aviation of the Russian Federation assigned, inter-repair and before the first repair*, Report of NC PLG VS GosNII GA no. 132/222-Mi-8-NSS /18, 2018, 116 p. (In Russ.)
4. *Analysis of the possibility of increasing the assigned service life of Mi-8 helicopters of the civil aviation of the Russian Federation*, Report of NC PLG VS GosNII GA no. 132/241-Mi-8-NSS /19, 2019, 279 p. (In Russ.)
5. Akopyan K. E., Razinkov F. F., The quantitative assessment of corrosion damage parameters on the central part of the fuselage of helicopters of Mi-8, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2018, no. 21, pp. 21–30. (In Russ.)
6. Razinkov F. F., Analysis of the impact of the duration of operation on the number of corrosion damaged frames and fittings frames of The Central fuselage of Mi-8, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2018, no. 24, pp. 9–17. (In Russ.)
7. Akopyan K. E., Razinkov F. F., Sirotin N. N., Analysis of the parameters characterizing corrosion damage to the sheathing underneath the cargo floor of the central part of the fuselage of Mi-8, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2019, no. 26, pp. 19–26. (In Russ.)
8. Razinkov F. F., Analysis of corrosion damage to the stringer set under the cargo floor of the Central part of the fuselage of Mi-8 helicopters, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2019, no. 29, pp. 58–66. (In Russ.)
9. Razinkov F. F., Akopyan K. E., Analysis of changes in parameters of corrosion damage to structural elements of the central fuselage with an increase in the service life of Mi-8 helicopters, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2020, no. 32, pp. 53–64. (In Russ.)
10. Potapenko Yu. A., Razinkov F. F., Trofimov G. M., Analysis of the research results corroded bolted connection of the ceiling panels and frames No. 7 and 10 the central part of the fuselage of the helicopter Mi-8, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2018, no. 21, pp. 61–69. (In Russ.)
11. *Collection and systematization of operational data on damage to helicopter structures caused by vibroacoustic impact. Part 1. Mi-8 helicopters, Mi-8MTV-1, Mi-8AMT*, Scientific and technical report on research work, code “Envelope-2021”, State registration No. 132/203-PLG-2020, FSUE GosNII GA, 2020, 290 p. (In Russ.)
12. Rosenfeld I. L., Persiantseva V. P., *Inhibitory atmosfernoj korrozii [Inhibitors of atmospheric corrosion]*, Moscow, Nauka Publ., 1985, 278 p. (In Russ.)
13. Zaks L. *Statisticheskoe otsenivanie [Statistical evaluation]*. Translated from German by V. N. Varygin, Edited by Yu. P. Adler, V. G. Gorsky, Moscow, Statistika Publ., 1976, 598 p. (In Russ.)

Информация об авторах

Потапенко Юрий Александрович, начальник группы отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, potapenko_ua@ncplg.ru

Лосев Александр Иванович, кандидат технических наук, старший научный сотрудник отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, alivlos@mail.ru

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

Authors information

Potapenko Yuri A., Head of the Department Group, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, potapenko_ua@ncplg.ru

Losev Alexandr I., Candidate of Sciences (Engineering), Senior Researcher Analytical Group of the Division, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, alivlos@mail.ru

Razinkov Fedor F., Candidate of Sciences (Engineering), Associate Professor, Deputy Head of Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, razinkov_ff@ncplg.ru

Статья поступила в редакцию 12.04.2022; одобрена после рецензирования 20.07.2022; принята к публикации 01.08.2022.

The article was submitted 12.04.2022; approved after reviewing 20.07.2022; accepted for publication 01.08.2022.

Научная статья

УДК 629.735.072.8:629.735.45

ИНФОРМАЦИОННАЯ КАРТИНА И МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ РАЗВИТИЯ СЛОЖНОЙ СИТУАЦИИ ДЛЯ ТРЕНАЖЕРНОЙ ПОДГОТОВКИ ПИЛОТОВ ВЕРТОЛЕТА МИ-8МТВ

П. Н. РЫБКИН¹, Ю. М. ЧИНЮЧИН², С. С. ДАЛЕЦКИЙ³

¹ Санкт-Петербургская авиаремонтная компания, Санкт-Петербург, Россия

² Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия

³ Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. В процессе многолетней эксплуатации вертолетов Ми-8МТВ имели место несколько случаев обрыва гибкого валика двигателя ТВЗ-117 с неблагоприятными последствиями. Одной из причин таких последствий является недостаточная подготовленность экипажа к действиям в возникающей ситуации. В ряде авиакомпаний было принято решение о включении в программы тренажерной подготовки летных экипажей возможной сложной ситуации – «Обрыв гибкого валика». В этой связи возникла необходимость доработки и модернизации компьютерных и летных тренажеров Ми-8МТВ путем включения в их программное обеспечение специальной математической модели, описывающей рассматриваемую сложную ситуацию. При составлении математической модели сложной ситуации были использованы реальные параметры, определяющие нестационарность работы несущей системы вертолета, характеристики работоспособности свободных турбин двигателей с учетом законов изменения шага несущего винта. В данной статье использование математической модели сложной ситуации в процессе имитационного моделирования иллюстрируется на конкретном примере. Предварительно дается краткое описание информационной картины, затем излагаются особенности ее построения расчетным путем на основе параметров, определяющих динамику работы двигателей и несущей системы вертолета. Алгоритм расчета является авторской разработкой.

Ключевые слова: вертолетный тренажер, силовая установка, свободная турбина, несущий винт, режимы работы, сложная ситуация, обрыв гибкого валика, правая коррекция, информационная картина, математическая модель

Для цитирования: Рыбкин П. Н., Чинючин Ю. М., Далецкий С. С. Информационная картина и математическая модель развития сложной ситуации для тренажерной подготовки пилотов вертолета Ми-8МТВ // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 39. С. 21–31.

INFORMATION PATTERN AND MATHEMATICAL MODEL OF THE COMPLEX SITUATION DEVELOPMENT FOR SIMULATOR TRAINING OF MI-8MTV HELICOPTER PILOTS

P. N. RYBKIN¹, YU. M. CHINUCHIN², S. S. DALETSKY³

¹ Saint Petersburg Aircraft Repair Company, Saint-Petersburg, Russia

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

³ The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia

Abstract. During the long-term operation of the Mi-8MTV helicopters, there have been several cases of breakage of the flexible roller of the TV3-117 engine with adverse consequences. One of the reasons for such consequences was found in the insufficient readiness of the crew members to act in the emerging situation. In a number of airlines, it was decided to add a possible difficult situation into the flight crew simulator training programs – “Breakage of a flexible roller”. In this regard, there was a need to refine and modernize the Mi-8MTV simulators, both computer and flight-cabin by including in their software a special mathematical model describing the complex situation under consideration. When compiling a mathematical model of a difficult situation, real parameters were used that determine the unsteadiness of the helicopter's carrier system, the performance characteristics of free engine turbines, taking into account the laws of the main-rotor pitch. In this article, the use of a mathematical model of a complex situation in the simulation process is illustrated with specific example. A brief description of the information picture is given beforehand, then the features of its construction are described by calculation based on the parameters that determine the dynamics of the engines and the helicopter carrier system. The calculation algorithm is the author's development.

Keywords: helicopter simulator, power plant, free turbine, main rotor, operating modes, difficult situation, breakage of flexible roller, right correction, information picture, mathematical model

For citation: Rybkin P. N., Chinuchin Yu. M., Daletsky S. S., Information pattern and mathematical model of the complex situation development for simulator training of Mi-8MTV helicopter pilots, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2022, no. 39, pp. 21–31. (In Russ.)

Введение

В Руководстве по летной эксплуатации (РЛЭ) вертолета Ми-8МТВ перечнем возможных сложных ситуаций не предусматривалась ситуация – «Обрыв гибкого валика двигателя». Вероятно, была надежда на высокую надежность гибкого валика и способность системы автоматического управления (САУ) в случае обрыва гибкого валика без вмешательства пилота поддерживать подводимую к несущему винту (НВ) мощность. Пилоты, не знакомые заранее с этой информационной картиной, принимали неверные решения. Реальная информационная картина процесса поддержания мощности силовой установки (СУ) САУ весьма своеобразна и чрезвычайно сложна, что вызывает необходимость проведения специального инженерного анализа и последующего описания информационной картины сложной ситуации – «Обрыв гибкого валика двигателя ТВ3-117».

Описание информационной картины развития сложной ситуации

Обрыв гибкого валика нарушает механическую связь свободной турбины с регулятором частоты вращения свободной турбины. Регулятор частоты вращения свободной турбины воспринимает обрыв гибкого валика как резкое уменьшение частоты вращения свободной турбины и начинает увеличивать подачу топлива в двигатель. Частота вращения турбокомпрессора при этом будет нарастать вплоть до величины взлетного режима. При достижении турбокомпрессором (ТК) взлетного режима в работу вступает электронный регулятор двигателя (ЭРД), который поддерживает частоту вращения ТК на уровне взлетного режима, который определяется ЭРД в зависимости от давления и температуры окружающей среды.

Одновременно, за двигателем с разрушенным гибким валиком исправный (второй) двигатель также выйдет на режим взлетной мощности, так как в гидромеханической системе управления двигателями имеется синхронизатор мощности (СМ). Назначение СМ – обеспечивать одинаковость режимов ТК обоих двигателей при работе на один НВ. СМ, в случае появления разности давлений за компрессорами двигателей, увеличивает подачу топлива в тот двигатель,

у которого давление за компрессором меньше. Таким образом, неисправный (отстающий) двигатель подстраивается под исправный (ведущий) двигатель. Оба двигателя выйдут на взлетные режимы, и их работа будет поддерживаться на взлетных режимах ЭРД. В результате, после обрыва гибкого валика угловая скорость НВ может быть значительно увеличена. Чтобы не допустить раскрутку НВ сверх допустимой, в системе управления двигателями предусмотрены два рубежа защиты от раскрутки НВ.

Первый рубеж – принудительное отключение СМ при достижении частоты вращения НВ, равной $(107 \pm 2) \%$. **Второй рубеж** – аварийное выключение двигателя при достижении частоты вращения НВ, равной $(118 \pm 2) \%$. При отключении СМ исправный двигатель переходит на режим поддержания частоты вращения НВ $(95 \pm 2) \%$. Поскольку свободная турбина исправного двигателя вращается принудительно с большей частотой, регулятор частоты вращения свободной турбины уменьшает подачу топлива в двигатель и переводит двигатель на режим пониженной мощности, а именно, до режима холостого хода (практически, с нулевой полезной мощностью). Мощность, подводимая к НВ, уменьшается в два раза. И хотя двигатель с разрушенным гибким валиком продолжает работать на взлетном режиме, угловая скорость НВ начинает уменьшаться. При уменьшении частоты вращения НВ ниже $(95 \pm 2) \%$ регулятор частоты вращения свободной турбины исправного двигателя начнет увеличивать его мощность для поддержания частоты вращения НВ в диапазоне $(95 \pm 2) \%$. Увеличение режима работы исправного двигателя будет продолжаться до тех пор, пока сумма мощностей, развиваемых исправным двигателем и двигателем с разрушенным гибким валиком, работающим на взлетном режиме, не станет равной мощности, подводимой к НВ до обрыва гибкого валика. НВ будет развивать ту же тягу, что и до обрыва гибкого валика. Таким образом, САУ двигателем, без вмешательства пилота, восстановит режим работы НВ и даст возможность пилоту осмыслить происшедшее и выполнить правильные действия.

Описанная картина изменения параметров двигателей характерна только для тех режимов, для которых возможна раскрутка НВ до частоты вращения, равной или большей частоте вращения принудительного отключения СМ. Но возможна и другая картина. Оба двигателя, как было описано выше, выходят на взлетный режим работы. Это признак обрыва гибкого валика на одном из двигателей. Далее, работая на взлетных режимах, двигатели не смогут раскрутить НВ до отключения СМ. Поэтому двигатели будут продолжать работать на взлетных режимах, вращая винт с частотой менее 107% . Определить двигатель, на котором произошел обрыв гибкого валика, без вмешательства пилота невозможно. Пилоту необходимо рычагом ШАГ-ГАЗ уменьшить режим работы двигателей и облегчить НВ. После облегчения НВ произойдет дальнейшая раскрутка НВ вплоть до отключения СМ. Дальнейшее изменение параметров двигателей и НВ описано выше. В результате НВ будет вращаться с частотой $(95 \pm 2) \%$, двигатель с разрушенным валиком будет работать на взлетном режиме, а исправный двигатель перейдет на пониженный режим работы.

При обрыве гибкого валика, когда двигатели выведены на взлетный режим, факт обрыва ни на что не повлияет, так как управление двигателями на взлетном режиме осуществляется ЭРД. Пилот даже не заметит факт обрыва. Возникший отказ проявится при уменьшении пилотом режима работы двигателей.

Для создания реальной информационной картины процессов, вызванных обрывом гибкого валика, важны не только величины изменяющихся параметров (наблюдаемых и не наблюдаемых), но и скорости их изменения. Время изменения наблюдаемых пилотом по приборам параметров (частота вращения двигателей и частота вращения НВ) есть время, в течение которого пилот должен определить возникшую ситуацию и принять решение о дальнейших действиях. Это важно еще и потому, что время и скорость изменения ненаблюдаемых параметров (тяга НВ и др.) необходимы построения для математической модели (ММ) движения вертолета, используемой в комплексном летном тренажере.

Построение информационной картины как основы ММ

Для создания информационной картины расчетным путем необходимо знание параметров, определяющих динамику двигателей и несущей системы вертолета (моменты инерции и др.). Метод получения необходимых параметров и определение их значений является авторской разработкой. Характеристики свободной турбины двигателя для нормированных режимов полета (рис. 1), а именно, величина момента инерции несущей системы вертолета $J_{\Sigma} = 3,5 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$.

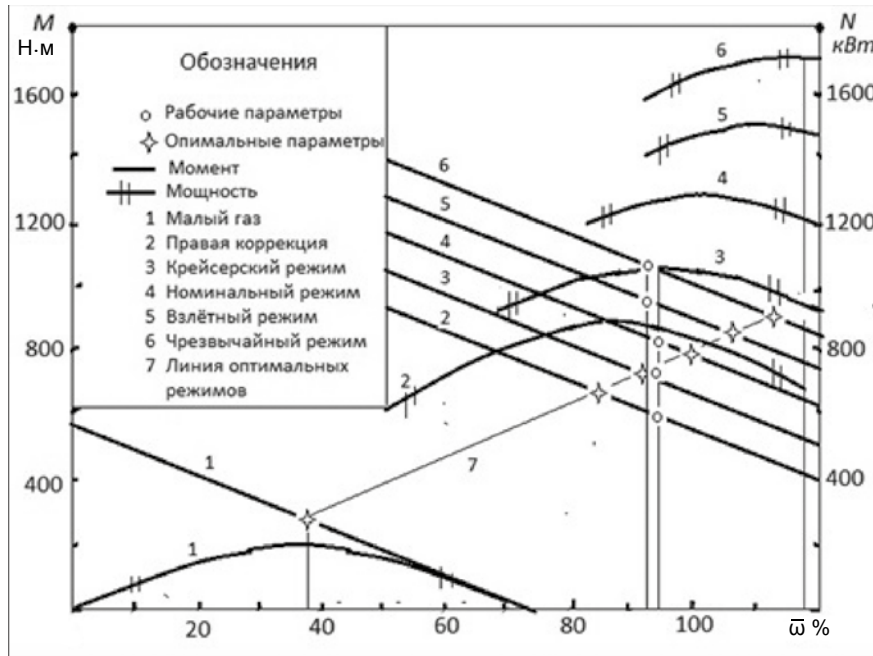


Рис. 1. Характеристики свободной турбины двигателя ТВ3-117 ВМ

При этом рассмотрено поведение НС вертолета в процессе запуска и выхода на режим «Правая коррекция».

В дальнейшем в интервале режимов «Правая коррекция» – «Номинальный режим» управление двигателями производится в следующем порядке. Перемещение рычага «ШАГ-ГАЗ» на увеличение мощности силовой установки приводит к увеличению угла установки лопастей НВ (φ общего шага НВ) и повышению мощности двигателей до значений, обеспечивающих поддержание постоянной частоты вращения НВ, равной $(95 \pm 2) \%$ или 1568 рад/с.

В работах [1–12] приведены данные, позволяющие получить выражение момента сопротивления несущей системы вертолета для этих режимов работы силовой установки. В частности указывается, что на взлетном режиме (максимальный угол установки лопасти, что соответствует общему шагу НВ $\varphi = 15^\circ$) частота вращения НВ уменьшается до 93 % ($\omega = 1535$ рад/с).

Чтобы использовать это условие, рассмотрим структуру момента сопротивления вращения несущей системы

$$M_{\text{сопр}} = M_{\text{const}} + M_{\text{аэр}},$$

где M_{const} – постоянные моменты в рассматриваемых пределах ω : моменты трения в трансмиссии и редукторе; моменты отбора мощности на гидронасосы, генераторы и другие агрегаты; $M_{\text{аэр}}$ – моменты аэродинамического сопротивления лопастей НВ

$$M_{\text{аэр}} = c_x (\rho V^2 / 2) S L.$$

Объединив геометрические и аэродинамические характеристики лопасти НВ единым коэффициентом G и заменив линейную скорость лопасти частотой вращения НВ, получим

$$M_{\text{сопр}} = M_{\text{const}} + G\omega^2.$$

Для режима «Правая коррекция» уравнение принимает вид

$$M_{\text{сопр}}^{\varphi=1} = M_{\text{const}}^{\text{пк}} + G\omega_{\text{пк}}^2.$$

Изменение момента сопротивления НВ с $\varphi=1^\circ$ при дальнейшей раскрутке удобно определять через $M_{\text{сопр}}^{\text{пк}}$:

$$M_{\text{сопр}}^{\varphi} = M_{\text{const}}^{\text{пк}} - G\omega_{\text{пк}}^2 + G\omega^2 = M_{\text{сопр}}^{\text{пк}} + G(\omega^2 - \omega_{\text{пк}}^2). \quad (1)$$

Коэффициент G определяется из условия «Выключение из работы СМ при достижении частоты вращения НВ, равной $(107 \pm 2) \%$ ».

Надежность выключения достигается условием – «На частоте вращения НВ, равной $(107 \pm 2) \%$ крутящий момент двух двигателей на взлетном режиме больше момента сопротивления несущей системы». Это условие будет выполнено, если равенство крутящего момента и момента сопротивления будет достигнуто при частоте вращения НВ $\omega_{\text{откл}} = (107 \pm 2) \%$.

Крутящий момент на взлетном режиме

$$M^{\text{взл}} = M_{\text{опт}} - M_{\text{опт}} / \omega_{\text{опт}} (\omega - \omega_{\text{опт}}). \quad (2)$$

Значения оптимальных параметров взлетного режима представлены в табл. 1.

Таблица 1

Параметры характеристик свободной турбины

Нормированные режимы	Рабочие параметры		Оптимальные параметры	
	Мощность N , л.с. (кВт)	Показания прибора $\bar{\omega}$, % (ω , рад/с)	Мощность N , кВт	Частота вращения $\bar{\omega}$, % (ω , рад/с)
Малый газ	200 (147,2)	65 (1073)	180	41,7 (689)
Правая коррекция (2-ой крейсерский)	1200 (883)	95 (1568)	886	85,4 (1410)
Крейсерский (1-ый крейсерский)	1500 (1104)	95 (1568)	1104	95 (1568)
Номинальный	1700 (1251)	95 (1568)	1262	101,6 (1676)
Взлетный	2000 (1472)	93 (1535)	1512	111,2 (1835)
Чрезвычайный	2200 (1619)	93 (1535)	1691	117,7 (1942)

Подставляя указанные значения в формулу (2), определяем крутящий момент двух двигателей, работающих на взлетном режиме, при частоте вращения НВ $\omega_{\text{откл}} = 110 \%$

$$M^{\text{взл}} = 1673 \text{ Н}\cdot\text{м}.$$

Совместное решение уравнений (1) и (2) позволяет определить коэффициент G .

Таким образом, момент сопротивления вращению несущей системы, при положении рычага «ШАГ-ГАЗ» на упоре и при значениях «Правая коррекция» в диапазоне частот вращения от 95 до 110 % или от 1568 до 1673 рад/с описывается следующим выражением

$$M_{\text{сопр}}^{\varphi} = M_{\text{сопр}}^{\text{пк}} + 1600 \left[(\omega/1568)^2 - 1 \right].$$

Для получения зависимости момента сопротивления НС от общего шага НВ φ (угла установки лопасти) используем выражение для c_x лопасти НВ

$$c_x = c_{x0} + c_y^2 / \pi \lambda (1 + \delta).$$

Для докритических режимов (c_y пропорционален углу атаки) индуктивное сопротивление может быть представлено через общий шаг НВ при объединении в единый коэффициент E геометрических и аэродинамических характеристик лопастей НВ

$$c_x = c_{x0} + E\varphi^2.$$

Тогда

$$M_{\text{сопр}}^{\varphi} = M_{\text{const}} + G^* (c_{x0} + E\varphi^2) \omega^2.$$

Коэффициент G^* – это модифицированный коэффициент G . Далее, выразим $M_{\text{сопр}}^{\varphi}$ формулами вида:

$$M_{\text{сопр}}^{\varphi=1} = M_{\text{const}} + G^* (c_{x0} + E^*) \omega^2.$$

$$M_{\text{сопр}}^{\varphi} = M_{\text{сопр}}^{\varphi=1} + E^* (\varphi^2 - 1) \omega^2.$$

Значение коэффициента E находится из условия – «При переводе двигателей на взлетный режим частота вращения НВ уменьшается до 93 %. Это означает, что на частоте вращения НВ 93 % момент сопротивления несущей системы при максимальном общем шаге НВ $\varphi = 15^\circ$ равен крутящему моменту свободных турбин при работе двигателя на взлетном режиме с $\bar{n} = 96,3$ %:

$$M_{\text{кр}}^{\text{взл}} = M_{\text{сопр}}^{\varphi=15}.$$

Тогда

$$M_{\text{опт}} - M_{\text{опт}} / \omega_{\text{опт}} (\omega - \omega_{\text{опт}}) = \text{antilg}(2,438 + 1,24 \cdot 10^{-3} (\omega - \omega_{\text{мг}})) + E^* (\varphi^2 - 1) \omega^2.$$

В этом уравнении известны все величины, кроме коэффициента E , а именно,

$$\omega = 1535 \text{ рад/с } (\omega_{\text{ср}} = 93 \%) \text{ и } \varphi = 15^\circ$$

и тогда

$$E = 1,682 \cdot 10^{-6}.$$

Таким образом, момент сопротивления вращению несущей системы вертолета в диапазоне $\bar{\omega} = 93 - 110$ % и $\varphi = 1 - 15^\circ$ определяется по формуле

$$M_{\text{сопр}}^{\varphi} = M_{\text{сопр}}^{\text{пк}} + 1600 \left[(\omega/1568)^2 - 1 \right] + \left[1,682 \cdot 10^{-6} (\varphi^2 - 1) \omega^2 \right]. \quad (3)$$

Полученные динамические характеристики несущей системы вертолета: момент инерции; момент сопротивления вращению; характеристики свободных турбин двигателей позволяют получать информационную картину поведения СУ после обрыва гибкого валика одного из двигателей.

Пример использования математической модели сложной ситуации

Динамические характеристики несущей системы вертолета рассмотрим в условиях полета на крейсерском режиме. Для получения информационной картины (показания приборов $\bar{\omega} = f(t)$ и $\bar{n}_1(\bar{n}_2) = f(t)$) проведем анализ поведения силовой установки в координатах: действующие моменты и частота вращения свободной турбины, рис. 2.

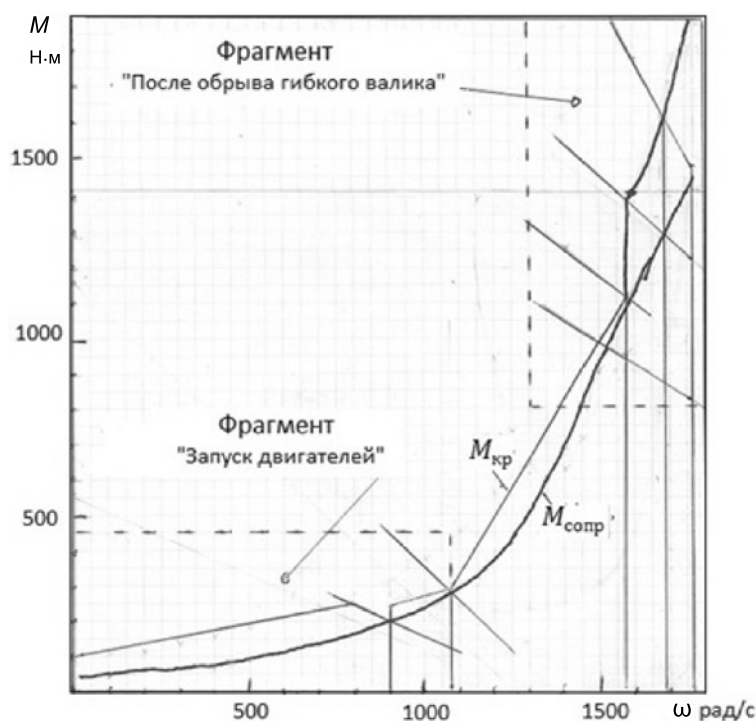


Рис. 2. Этапы крейсерского полета с отказом «Обрыв гибкого валика»

Для количественного анализа процессов, протекающих после обрыва гибкого валика, фрагмент «После обрыва валика» вынесен на рис. 3.

Точкой 1 на рис. 3 обозначено окончание стационарного крейсерского режима, на котором двигатели работали до обрыва валика (момент сопротивления равен крутящему моменту). Обрыв гибкого валика второго двигателя регулятор частоты вращения ТК воспримет как уменьшение поддерживаемой частоты вращения и начнет увеличивать подачу топлива во второй двигатель до достижения ограничивающего предела. Предел – это взлетный режим или чрезвычайный, если он включен. Исправный (первый) двигатель с работающим СМ будет следовать за отказавшим. В результате крутящий момент, действующий на несущую систему вертолета, быстро нарастает (точка 2 на рис. 3). НВ начинает раскрутку до частоты вращения, при которой суммарный крутящий момент свободных турбин сравняется с моментом сопротивления несущей системы (точка 3).

Для определения этой частоты вращения воспользуемся равенством

$$M_{кр}^{B3} = M_{сопр}^{кр} \quad (4)$$

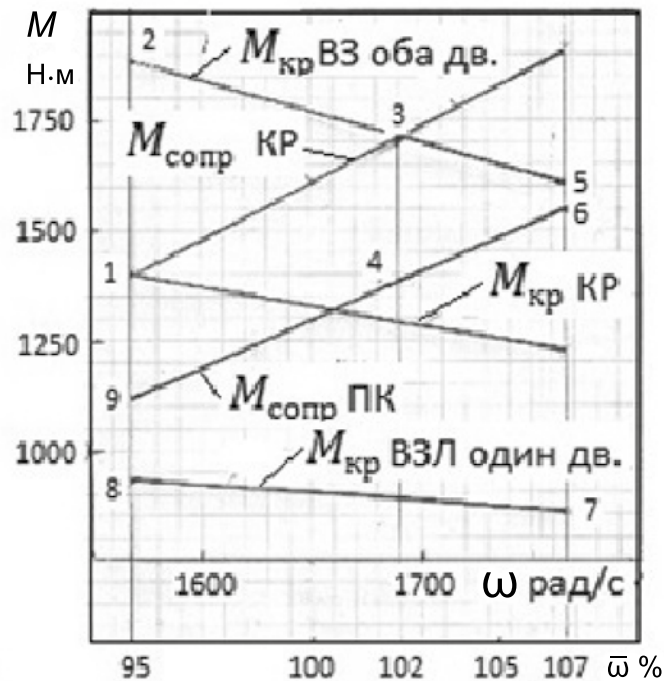


Рис. 3. Моментные характеристики в условиях изменения частоты вращения

Выражения для определения моментов $M_{кр}^{ВЗ} = M_{сопр}^{КР}$ получены ранее. Выражения (2) и (3) конкретизируются с учетом равенства (4):

для $M_{сопр}^{КР}$ $\varphi = 8,3^\circ$, $M_{сопр}^{ПК} = 1126 \text{ Н·м}$;

для $M_{кр}^{ВЗ}$ $M_{опт}^{ВЗ} = 1648 \text{ Н·м}$, $\omega_{опт}^{ВЗ} = 1835 \text{ рад/с}$.

В результате решения равенства получаем состояние, при котором НВ раскручивается до скорости вращения $\bar{\omega} = 102 \%$.

Время, затраченное на раскрутку НВ от 95 до 102 %, определится в результате интегрирования уравнения вращения несущей системы вертолета

$$\Delta t = \int_{t1}^{t3} dt = \int_{\Sigma \omega 95}^{\omega 102} d\omega / M_{избыт},$$

где $M_{избыт} = M_{кр}^{ВЗ} - M_{сопр}^{КР}$.

Достигнув частоты вращения 102 %, несущая система выходит на стационарный режим при работе обоих двигателей на взлетном режиме, при этом пилот не может определить, на каком двигателе произошел обрыв гибкого валика. Чтобы определить двигатель с обрывом, необходимо уменьшить сопротивление вращению, поставив «ШАГ-ГАЗ» на нижний упор (общий шаг НВ с 8,30 уменьшится до 10). Появится избыточный момент (точка 4 на рис. 3), при этом

$$M_{избыт} = M_{кр}^{ВЗ} - M_{сопр}^{\varphi=1}.$$

НВ будет продолжать раскручиваться до $\bar{\omega} = 107 \%$ (точки 5 и 6 на рис. 3).

При достижении этой частоты вращения СМ исправного двигателя выключается из работы. Двигатель переходит на режим поддержания частоты вращения НВ $\bar{\omega} = 95 \%$.

Время, затраченное на раскрутку НВ от 102 до 107 %, определится в результате интегрирования уравнения вращения несущей системы вертолета

$$\Delta t = \int_{t3}^{t5} dt = \int_{\Sigma \omega 102}^{\omega 107} d\omega / M_{\text{избыт}}.$$

Поскольку значение $\bar{\omega}$ выросло с 95 до 107 %, подача топлива снизилась, двигатель переходит на режим малого газа, практически отключаясь от несущей системы. К ней подключен только второй двигатель, работающий на взлетном режиме (точка 7 на рис. 3). Момент сопротивления оказывается больше крутящего момента. Вращение НВ замедляется и достигает значения $\bar{\omega}=95$ % (точка 8). Время достижения этой частоты вращения определится в результате интегрирования уравнения вращения НВ

$$\Delta t = \int_{t6}^{t9} dt = \int_{\Sigma \omega 107}^{\omega 95} d\omega / M_{\text{избыт}},$$

где $M_{\text{избыт}} = 0,5M_{\text{кр}}^{\text{ВЗ}} - M_{\text{сопр}}^{\text{Ф=1}}$.

При достижении $\bar{\omega}=95$ % в работу включится исправный двигатель, увеличивая мощность для поддержания этой частоты вращения. Необходимая для этого мощность исправного двигателя определяется по уравнению вида

$$M_{\text{кр}}^{\text{КР}} = 0,5M_{\text{кр}}^{\text{ВЗ}} - M_{\text{кр}}^{\text{Ф}}.$$

По полученным данным были построены зависимости изменения показаний приборов по контролю частоты вращения НВ $\bar{\omega}$ и контроля частоты вращения турбокомпрессоров двигателей $\bar{n}_1$ и $\bar{n}_2$ во времени, рис. 4.

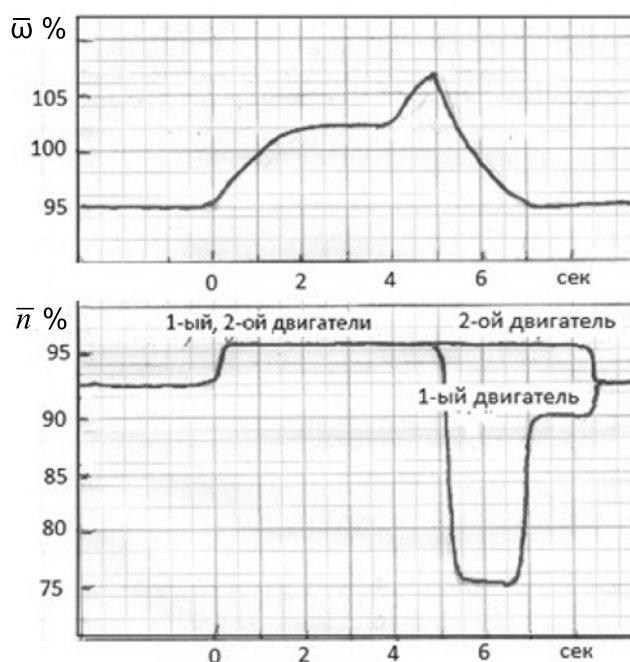


Рис. 4. Графики информационной картины процессов обрыва гибкого валика второго двигателя

После того, как исправный двигатель выйдет на стационарный режим, пилот рычагом раздельного управления неисправного двигателя может снизить режим его работы. САУ исправного двигателя увеличит его частоту вращения, поддерживая частоту вращения НВ $\bar{\omega}=95$ %.

Аналогично формируется информационная картина и для других условий отказа «Обрыв гибкого валика», отличных от рассмотренных.

Заключение

В статье приведено развернутое физическое описание информационной картины развития сложной ситуации – «Обрыв гибкого валика двигателя ТВЗ-117» как основы ММ

Разработана ММ для включения ее в алгоритм комплекса программного обеспечения летных тренажеров для обучения пилотов вертолетов Ми-8 МТВ.

Достоверность ММ подтверждена примером ее использования применительно к сложной ситуации.

Список источников

1. Борисов Ю. А., Рыбкин П. Н., Чинючин Ю. М. Информационные технологии – основа системы подготовки, переподготовки и повышения квалификации пилотов вертолетов // Научный вестник МГТУ ГА. 2019. Т. 22. № 6. С. 112–124.
<https://doi.org/10.26467/2079-0619-2019-22-6-112-124>
2. Булатов В. В. Введение в математические методы моделирования сложных систем. Москва: ООО «ОнтоПринт», 2018. 342 с.
3. Борисов Ю. А., Соловьев Б. А. Диагностическая математическая модель гидравлического демпфера втулки несущего винта вертолета // Научный вестник МГТУ ГА. 2014. № 206. С. 84–90.
4. Рыбкин П. Н. Математическая модель доплеровского измерителя скорости как часть математической модели летного тренажера вертолета Ми-8МТВ // Научный вестник МГТУ ГА. 2012. № 176. С. 109–112.
5. Моцар А. И. Математическая модель имитации полета вертолета на комплексном авиационном тренажере // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. 2008. Вып. 38. С. 81–92.
6. Натальин В. М. Моделирование управляющих действий пилота в условиях особых ситуаций // Научный вестник МГТУ ГА. 2009. № 138. С. 205–209.
7. Натальин В. М. О результате летного эксперимента, проведенного на вертолете Ми-8 в условиях возникновения полетного резонанса в системе «НВ – фюзеляж – летчик – система управления» // Научный вестник МГТУ ГА. 2007. № 111. С. 190–191.
8. Браверман А. С., Вайнтруб А. П. Динамика вертолета. Предельные режимы полета. Москва: Машиностроение, 1988. 278 с.
9. Володко А. М. Основы аэродинамики и динамики полета вертолетов. Москва: Транспорт, 1998. 342 с.
10. Efimov V. V., Chernigin K. O., Nikolaikin N. I. Mathematical Modeling of Helicopter Dynamics with an External Sling Load, International Journal of Engineering and Technology, 2018, vol. 7, no. 4.38, pp. 1112–1114.
<https://doi.org/10.14419/ijet.v7i4.38.27652>
11. Богданов А. Д., Калинин Н. П., Кривко А. И. Турбовальный двигатель ТВЗ-117ВМ. Конструкция и техническая эксплуатация. Москва: Воздушный транспорт, 2000. 392 с.
12. Данилов В. А. Вертолет Ми-8МТВ. Устройство и техническое обслуживание. Москва: Транспорт, 1998. 295 с.

References

1. Borisov Yu. A., Rybkin P. N., Chinyuchin Yu. M., Information technologies – the basis of training, retraining and advanced training systems for helicopter pilots, *Civil Aviation High Technologies*, 2019, vol. 22, no. 6, pp. 112–124. (In Russ.) <https://doi.org/10.26467/2079-0619-2019-22-6-112-124>
2. Bulatov V. V., *Vvedenie v matematicheskie metody modelirovaniya slozhnykh sistem [Introduction to mathematical methods of modeling complex systems]*, Moscow, OntoPrint Publ., 2018, 342 p. (In Russ.)

3. Borisov Yu. A., Solov'ev B. A., Diagnostic mathematical model of a hydraulic damper of helicopter rotor sleeve, *Scientific Bulletin of MSTU CA*, 2014, no. 206, pp. 84–90. (In Russ.)
4. Rybkin P. N., Mathematical model of Doppler velocity sensor, as a part of mathematical model of Mi-8MTV flight simulator, *Scientific Bulletin of MSTU CA*, 2012, no. 176, pp. 109–112. (In Russ.)
5. Motsar A. I., Mathematical model of helicopter flight simulation on a complex aviation simulator, *Open information and computer integrated technologies*, 2008, no. 38, pp. 81–92. (In Russ.)
6. Natal'in V. M., Modelling of operating actions of the pilot in conditions of special situations, *Scientific Bulletin of MSTU CA*, 2009, no. 138, pp. 205–209. (In Russ.)
7. Natal'in V. M., About flight experiment executed on the helicopter Mi-8 in the flight resonance condition in the system “Carriers prop - Fuselage - Pilot - Control system”, *Scientific Bulletin of MSTU CA*, 2007, no. 111, pp. 190–191. (In Russ.)
8. Braverman A. S., Vayntrub A. P., *Dinamika vertolyota. Predelnye rezhimy polyota [Helicopter dynamics. Limit flight modes]*, Moscow, Mashinostroenie Publ., 1988, 278 p. (In Russ.)
9. Volodko A. M., *Osnovy aerodinamiki i dinamiki polyota vertolyotov [Fundamentals of aerodynamics and dynamics of helicopter flight]*, Moscow, Transport Publ., 1998, 342 p. (In Russ.)
10. Efimov V. V., Chernigin K. O., Nikolaikin N. I., Mathematical Modeling of Helicopter Dynamics with an External Sling Load, *International Journal of Engineering and Technology*, 2018, vol. 7, no. 4.38, pp. 1112–1114. <https://doi.org/10.14419/ijet.v7i4.38.27652>
11. Bogdanov A. D., Kalinin N. P., Krivko A. I., *Turbovalnyj dvigatel TV3-117VM. Konstruktsiya i tekhnicheskaya ekspluatatsiya [Turboshaft engine TV3-117VM. Design and technical operation]*, Moscow, Vozdushnyj transport Publ., 2000, 392 p. (In Russ.)
12. Danilov V. A., *Vertolyot Mi-8MTV. Ustrojstvo i tekhnicheskoe obsluzhivanie [Mi-8MTV helicopter. Device and maintenance]*, Moscow, Transport Publ., 1998, 295 p. (In Russ.)

Информация об авторах

Рыбкин Павел Николаевич, кандидат технических наук, генеральный директор, НПО «СПАРК», Санкт-Петербург, Россия, pavelnr@sparc.spb.ru

Чинючин Юрий Михайлович, профессор, доктор технических наук, профессор кафедры, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия, yu.chinyuchin@mstuca.aero

Далецкий Станислав Станиславович, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, lmcga222@yandex.ru

Authors information

Rybkin Pavel N., Candidate of Sciences (Engineering), General Director, Scientific and Production Association “SPARK”, St. Petersburg, Russia, pavelnr@sparc.spb.ru

Chinyuchin Yuri M., Professor, Doctor of Sciences (Engineering), Professor of the Department, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, yu.chinyuchin@mstuca.aero

Daletsky Stanislav S., Candidate of Sciences (Engineering), Senior Researcher, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, lmcga222@yandex.ru

Статья поступила в редакцию 17.05.2022; одобрена после рецензирования 29.07.2022; принята к публикации 05.08.2022.

The article was submitted 17.05.2022; approved after reviewing 29.07.2022; accepted for publication 05.08.2022.

Научная статья
УДК 629.735.33:620.193

ОЦЕНКА КОРРОЗИОННОГО СОСТОЯНИЯ ПАРКА САМОЛЕТОВ АН-24, ЗАРЕГИСТРИРОВАННЫХ В ГОСУДАРСТВЕННОМ РЕЕСТРЕ ГРАЖДАНСКИХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

К. А. АРЕПЬЕВ, Т. Н. СИМОНОВ, Г. Г. ГУРЕЕВ, Я. Ю. НИКИТИН

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. В статье представлены обобщенные данные исследований технического состояния самолетов Ан-24 с 2016 по 2019 гг. В частности, представлена статистика по эксплуатационным повреждениям, связанным с коррозией, выявленным при проведении мероприятий по поддержанию летной годности 58 экземпляров воздушных судов. Приведены данные о видах коррозионных поражений силовой конструкции планера, их количестве и локализации. Представлена статистика по изменению числа случаев коррозии фюзеляжа для самолетов со сроком службы с начала эксплуатации от 37 до 49 лет и со сроком службы после последнего капитального ремонта от 4 до 20 лет. Показано, что с увеличением срока службы парка воздушных судов критического роста числа случаев коррозии не наблюдается. Также в работе представлена информация о некоторых случаях коррозионных поражений фюзеляжа, крыла и хвостового оперения, которые привели к наиболее трудоёмким ремонтам.

Ключевые слова: воздушное судно, самолет Ан-24, коррозия, техническое состояние, повреждение, летная годности

Для цитирования: Арепьев К. А., Симонов Т. Н., Гуреев Г. Г., Никитин Я. Ю. Оценка коррозионного состояния парка самолетов Ан-24, зарегистрированных в государственном реестре гражданских воздушных судов // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 39. С. 32–42.

ASSESSMENT CORROSION CONDITION OF THE FLEET OF AN-24 AIRCRAFT REGISTERED IN THE STATE REGISTER OF CIVIL AIRCRAFT

K. A. AREPYEV, T. N. SIMONOV, G. G. GUREEV, Ya.Yu. NIKITIN

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

Abstract. The article presents generalized data research of the technical condition of An-24 aircraft from 2016 to 2019. In particular, statistics is presented on operational damage associated with corrosion, identified during the operation to maintain the airworthiness of 58 aircrafts. Data is given on the types of corrosion damage structure of the airframe, their number and localization. Statistics is presented on the change in the number of cases fuselage corrosion for aircraft with a service life since new 37 to 49 years and with a service life since overhaul from 4 to 20 years. It is shown that with an increase in the service life of the aircraft fleet, a critical increase in the number of corrosion cases is not observed. The article also provides information of some cases of corrosion damage to the fuselage, wing and tail, which led in the most time-consuming repairs.

Keywords: aircraft, An-24 aircraft, corrosion, technical condition, damage, airworthiness

For citation: Arepyev K. A., Simonov T. N., Gureev G. G., Nikitin Ya. Yu., Assessment corrosion condition of the fleet of An-24 aircraft registered in the state register of civil aircraft, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2022, no. 39, pp. 32–42. (In Russ.)

Введение

На сегодня самолет типа Ан-24 является основным воздушным судном (ВС), применяемым для пассажирских и грузовых перевозок на маршрутной сети в восточной части России, включающей в себя грунтовые аэродромы [1]. По данным ФГУП ГосНИИ ГА общая численность парка составляет 115 ВС, 49 из которых находятся в эксплуатации. Максимальные наработки ВС составляют 73 тыс. летных часов (для RA-46488) и 47 тыс. полетов (для RA-47804), максимальный возраст самолета – 51 год (для RA-93934). В целом наработки парка ВС Ан-24 давно превысили уровни, заложенные в техническом задании на его разработку – назначенный ресурс 20 тыс. летных часов, 20 тыс. полетов. Этого удалось достичь путем проведения планомерного увеличения назначенных ресурсов и сроков службы на основании результатов лабораторных испытаний, усиления конструкции и уточнения системы обслуживания самолетов со стороны ГП «Антонов», ФГУП ГосНИИ ГА и ФГБУ «ЦАГИ». Бюллетенями № Ан-24-ГС002-БЭ-Г [2] и № 1530-БЭ-Г [3] для самолетов типа Ан-24 были установлены следующие ресурсы и сроки службы: назначенный ресурс – 80 тыс. летных часов, 47 тыс. полетов, назначенный календарный срок службы – 60 лет. Отработка ресурсов и срока службы, определенных указанными Бюллетенями, осуществляется поэтапно с учетом индивидуальной нагруженности и оценкой технического состояния, которая в том числе включает оценку коррозионного состояния ВС. Таким образом возможность дальнейшей эксплуатации самолета в значительной мере определяется степенью коррозионного повреждения планера, своевременностью обнаружения и устранения коррозионных поражений, что подтверждается исследованиями, проведенными в работах [4, 5]. В 2020 году ФГУП ГосНИИ ГА была выполнена работа по обобщению данных о техническом состоянии парка самолетов Ан-24 в России [6]. По результатам указанной работы подготовлена настоящая статья.

Объект и методы исследования

Объект исследования – коррозионное состояние самолетов Ан-24, предназначенных для перевозки пассажиров, почты и грузов на воздушных линиях средней протяженности, в количестве 58 шт. Исследуемые в работе самолеты эксплуатировались авиакомпаниями Ангара, ИрАэро, ЮТэйр, Полярные авиалинии, Амур, Хабаровские АЛ, КрасАвиа, АК АЛРОСА, Якутия, ТУРУХАН, ЧукотАВИА и другими. ВС эксплуатировались преимущественно в восточной и северной частях России в районах с очень холодным, холодным и умеренно холодным климатом. В регионах с влажным тропическим климатом ВС не эксплуатировались. Эксплуатация осуществлялась на аэродромах с искусственным и грунтовым покрытием взлетно-посадочных полос (ВПП), стоянок и рулежных дорожек (РД). Хранение ВС было безангарным.

Техническое обслуживание всех самолетов выполнялось своевременно в соответствии с действующим регламентом технического обслуживания [7] с периодичностью выполнения базовой формы технического обслуживания (ТО) (500±50) летных часов, (450±45) посадок, (6±1) месяц эксплуатации.

Конструктивные элементы фюзеляжа самолета Ан-24 преимущественно выполнены из алюминиевого сплава типа Д16. Большинство элементов крыла изготовлены из сплава В95АТНВ, нижняя панель крыла – из сплава Д16АТНВБ, профили разьёма – из АК-6. Для защиты от коррозии наружные поверхности фюзеляжа, крыла, мотогондолы и оперения применяются эмали С-38, ЭП-140, лаки ВЛ-02, АК-113ф, АС-16 и грунты АК-070 и АК-069 [8]. На всех самолетах в соответствии с Технологическими указаниями [9] в зонах, наиболее

подверженных коррозии, производилось нанесение профилактических (пленкообразующих ингибированных нефтяных) составов типа НГ-222АФ, Socopac или Ardrex.

Исследования технического состояния самолетов, которые легли в основу настоящей работы, проводились с начала 2016 и до конца 2019 года эксплуатирующими организациями на базе предприятий, сертифицированных по ФАП-285, с участием специалистов Разработчика ВС, специалистов ФГУП ГосНИИ ГА и организаций по ТО. Периодичность исследования технического состояния составляла 1500–3000 летных часов, 1000–2200 полетов, 1–2 года эксплуатации ВС. За исследуемый период парк самолетов был осмотрен два раза, при этом примерно половина парка была осмотрена с промежутком 1 год и 3 месяца, а вторая половина – с промежутком 2 года.

Осмотры планера самолета проводились визуально невооруженным взглядом и с использованием лупы с увеличением $\times 4$. Глубину коррозионных поражений измеряли специалисты организаций по ТО глубиномером индикаторным ГИ-2 и ультразвуковым методом с помощью толщиномера типа Булат-1S.

Обнаруженные в процессе осмотра силовой конструкции самолетов Ан-24 очаги коррозии были распределены по зонам: фюзеляж (с 4 по 40 шпангоут), крыло, хвостовое оперение. Коррозионные поражения условно были разделены на три группы:

1. Коррозионные поражения глубиной не более 0,15 мм (поверхностная коррозия). Обнаруженные очаги коррозии удаляли согласно Технологическим указаниям [10] путем зачистки шкуркой № 5 и № 6 с последующим восстановлением лакокрасочного покрытия (ЛКП). Удаление коррозии производилось с минимальными трудозатратами;

2. Коррозионные поражения глубиной более 0,15 мм, но не более 0,3 мм. Обнаруженные очаги коррозии удаляли согласно Технологическим указаниям [10] путем зачистки шабером или борфрезой с последующей зачисткой шкуркой № 5 и № 6 и последующим восстановлением ЛКП [8]. Замена или трудоемкий ремонт детали не требовались;

3. Коррозионные поражения глубиной более 0,3 мм (расслаивающая коррозия). Обнаруженные очаги коррозии удаляли либо выборкой поврежденного участка с последующей установкой накладки или заменой поврежденного участка, либо заменой детали целиком (в зависимости от площади и локализации повреждения). Удаления коррозии проводилось согласно Технологическим указаниям [10] или по документации Разработчика ВС. Удаление коррозии требовало значительных трудозатрат.

Отдельно были выделены случаи коррозии точек клеесварных соединений обшивки фюзеляжа с каркасом (с 4 по 40 шпангоут) и случаи коррозии фюзеляжа в зоне силовых (наиболее нагруженных) шпангоутов (шп.) №№ 17–20. Эти случаи также были разделены на три группы.

Коррозионные дефекты крыла представлены с условным разделением по местам дефектов на центроплан, среднюю часть крыла (СЧК), отъемную часть крыла (ОЧК), с последующим делением на зоны 1-го и 2-го лонжеронов и обшивки. Анализ каждой зоны выполнялся с подходом, примененным при анализе дефектов фюзеляжа по трем группам коррозионных поражений.

Коррозионные дефекты хвостового оперения разделены на дефекты киля и стабилизатора с последующим делением на зоны 1-го и 2-го лонжеронов, обшивку и нервюры.

Коррозионные поражения элементов конструкции фюзеляжа

Среди элементов конструкции фюзеляжа, самолета Ан-24, наиболее подвержены коррозии шпангоуты, обшивка и стрингеры в подпольном пространстве (ниже стрингера 13), люки (окантовки), силовой пол и его профили, фитинги и кницы. За исследуемый период всего было зафиксировано около 3350 случаев коррозии элементов фюзеляжа.

На основании полученных данных была построена диаграмма (рис. 1), отображающая распределение видов коррозионных поражений элементов конструкции фюзеляжа, из которой видно, что наибольшую долю коррозионных поражений (61 %) составляет поверхностная

коррозия (глубиной до 0,15 мм), 21 % дефектов занимает доля поражений элементов фюзеляжа расслаивающей коррозией (глубиной более 0,3 мм), которая устранялась путем трудоемкого ремонта или замены элемента конструкции. На коррозионные поражения глубиной до 0,3 мм приходится 4 % случаев коррозии. Коррозия клеесварных точек крепления обшивки к силовому набору каркаса фюзеляжа в районе шп. 4–40 наблюдалась в 12 % случаев.

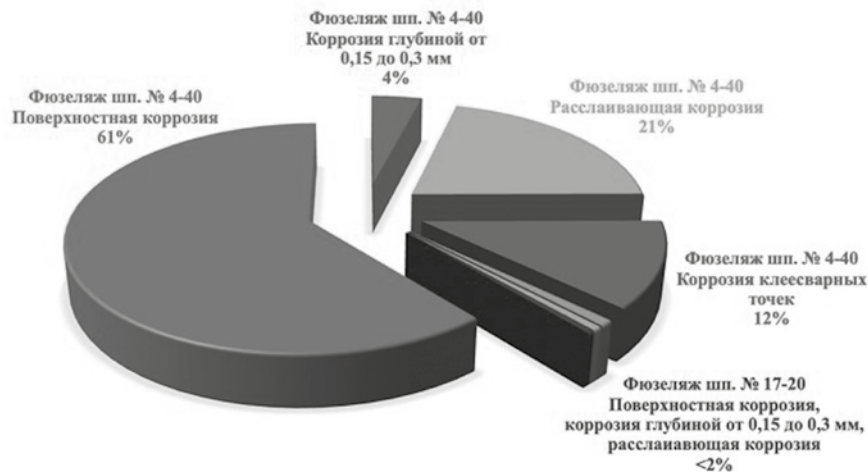


Рис. 1. Процентное распределение коррозионных поражений элементов конструкции фюзеляжа самолетов Ан-24

Доля коррозионных поражений в районе шп. №№ 17–20 (наиболее нагруженной зоне планера самолета) не превышает 2 % от общего числа коррозионных поражений фюзеляжа, однако в данной зоне были отмечены случаи коррозии, для устранения которых потребовался наиболее трудоемкий ремонт. Так, например:

а) при исследовании самолета Ан-24РВ RA-08824 (наработка с начала эксплуатации (СНЭ) 17342 летных часа, 8959 полетов, 39 лет, планово-предупредительный ремонт (ППР) 6092 летных часа, 3335 полетов, 10 лет 11 месяцев) были обнаружены: подрыв сварных точек и очаги расслаивающей коррозии (до сквозной) стенок и полки стрингера № 22 по левому борту в районе шп. №№ 17–18 с максимальной площадью поражения 180×60 мм (рис. 2а); подрыв сварных точек и расслаивающая коррозия глубиной более 0,3 мм полки стрингера № 14 по левому борту в районе шп. №№ 17–18 с площадью поражения 120×35 мм (рис. 2б);

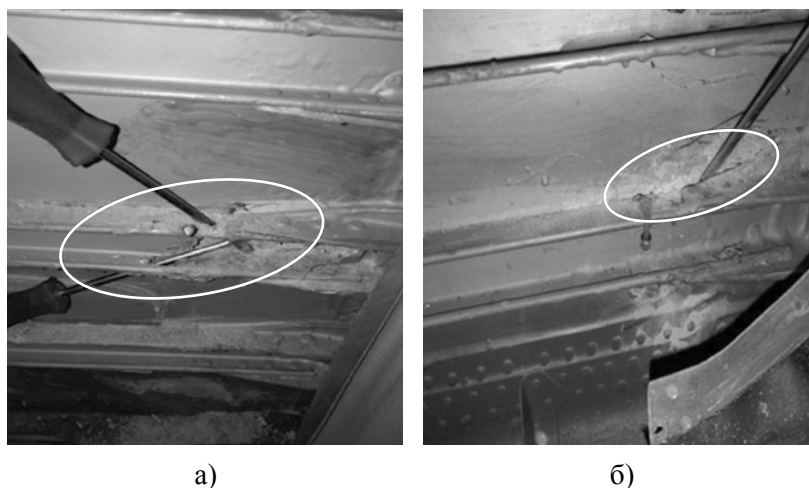


Рис. 2. Сквозная коррозия стрингеров № 22 – а) и № 14 – б) по левому борту самолета Ан-24РВ RA-08824

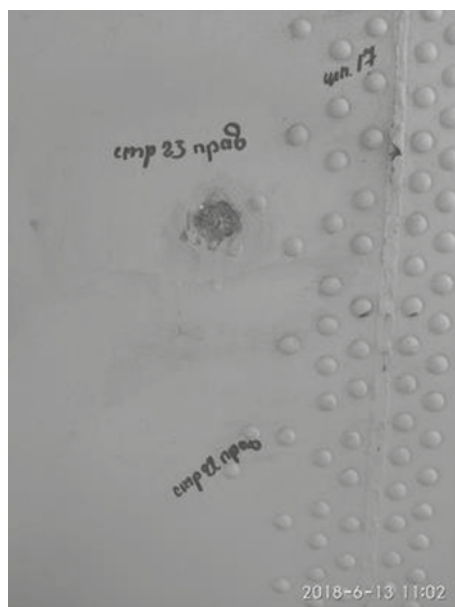


Рис. 3. Сквозная коррозия обшивки фюзеляжа Ан-24ВВ RA-46846 в районе шп. №№ 17–18 по правому борту

б) при исследовании самолета Ан-24ВВ RA-46846 (наработка СНЭ 55187 летных часов, 37055 полетов, 46 лет 5 месяцев, п. п. р. 10602 летных часа, 4470 полетов, 16 лет 10 месяцев) была обнаружена коррозия (до сквозной) обшивки фюзеляжа в районе шп. №№ 17–18, стрингера № 23 по правому борту, площадь поражения 25×40 мм (рис. 3), а также многочисленные вспучивания обшивки с подрывами сварных точек в зоне между шп. №№ 17–18 по правому борту в районе стрингера № 20. От подрыва сварной точки развилась трещина длиной 4 мм.

Во всех случаях был выполнен ремонт силами ремонтной организации по документации разработчика ВС.

На основании массива данных о выявленных случаях коррозии фюзеляжа были построены точечные диаграммы и линии тренда, показывающие изменение числа коррозионных поражений в зависимости от срока службы с начала эксплуатации ВС (рис. 4) и срока службы ВС после последнего капитального ремонта (рис. 5).

Из полученных диаграмм видно, что четкой зависимости числа коррозионных поражений как от срока службы с начала эксплуатации, так и от срока службы после последнего

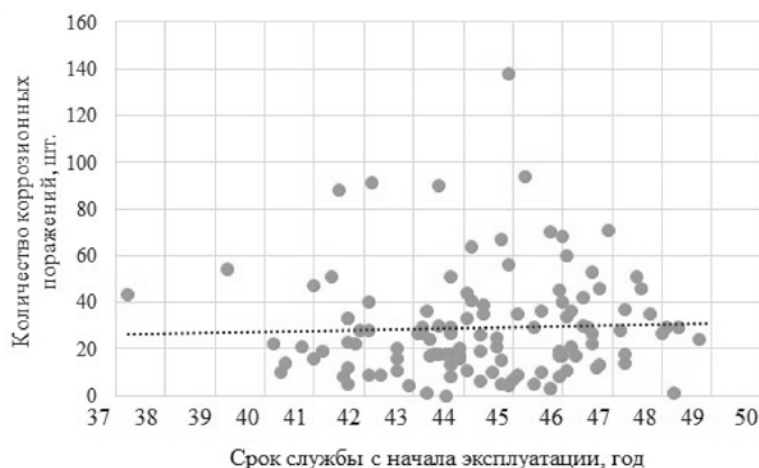


Рис. 4. Зависимость количества коррозионных поражений от срока службы ВС с начала эксплуатации

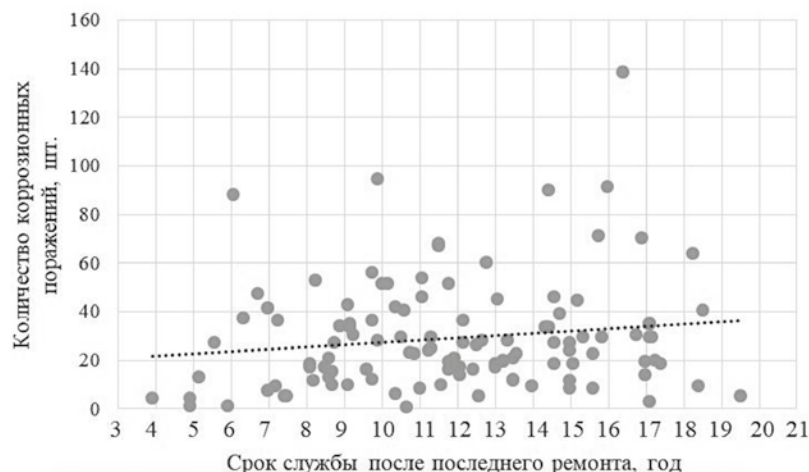


Рис. 5. Зависимость количества коррозионных поражений от срока службы ВС после последнего капитального ремонта

капитального ремонта ВС не прослеживается, однако линия тренда все же показывает небольшой рост числа случаев коррозии с увеличением срока службы, что свидетельствует о некотором снижении коррозионной стойкости фюзеляжа ВС. Следует отметить, что большая часть точек лежит в области до 60 поражений, а в среднем по парку при осмотре на одно ВС приходится примерно 29 коррозионных поражений фюзеляжа.

Также были проанализированы данные по выявлению количества случаев коррозии в зависимости от периода между осмотрами: 1 год 3 месяца и два года. Установлено, что при проведении осмотров через 1 год 3 месяца фиксируется примерно на 50 % больше случаев поверхностной коррозии, чем при проведении осмотров через 2 года (692 и 466 случаев соответственно), на 60 % меньше случаев коррозии глубиной от 0,15 до 0,30 мм (20 и 52 случая соответственно) и на 15 % меньше случаев расслаивающей коррозии (157 и 186 случаев соответственно). Таким образом осмотры, проводимые через 1 год 3 месяца, позволяют фиксировать и устранять коррозионные очаги на ранней стадии, что приводит к снижению стоимости ремонта и обслуживания и уменьшению времени простоя ВС.

Коррозионные поражения элементов конструкции крыла

За исследуемый период всего было зафиксировано около 620 случаев коррозии элементов крыла самолета Ан-24, из которых порядка 47 % очагов коррозии приходится на центроплан, 30 % приходится на СЧК и 23 % – на ОЧК. Наибольшее количество коррозионных поражений центроплана и СЧК было обнаружено на обшивке, в то время как на ОЧК коррозионные поражения были преимущественно локализованы на втором лонжероне. Ниже в табл. 1 представлено численное распределение видов коррозионных поражений по элементам конструкции и по зонам.

Из табл. 1 следует, что на поверхностную коррозию приходится порядка 30 % коррозионных поражений и порядка 64 % на коррозионные поражения глубиной от 0,15 до 0,30 мм. Таким образом в подавляющем большинстве случаев коррозионные поражения крыла самолета Ан-24 не требовали трудоемкого ремонта, т. е. коррозия устранялась зачисткой с последующим восстановлением ЛКП. Наибольшее количество очагов расслаивающей коррозии и как следствие трудоемких ремонтов пришлось на обшивку и 1-ый лонжерон центроплана, примерно 6 % от общего числа дефектов. Трудоемкий ремонт СЧК и ОЧК потребовался в единичных случаях.

Таблица 1

Распределение коррозионных поражений на элементах крыла самолетов Ан-24

Элементы конструкции крыла	Зоны крыла	Количество коррозионных поражений глубиной до 0,15 мм, шт.	Количество коррозионных поражений глубиной от 0,15 до 0,30 мм, шт.	Количество коррозионных поражений глубиной более 0,30 мм, шт.
Центроплан	1-ый лонжерон	35	32	7
	2-ой лонжерон	10	32	1
	обшивка	38	111	27
СЧК	1-ый лонжерон	1	0	0
	2-ой лонжерон	2	14	0
	обшивка	2	165	1
ОЧК	1-ый лонжерон	38	0	0
	2-ой лонжерон	60	1	0
	обшивка	1	44	1

Необходимо отметить, что в соответствии с требованиями п. 4.2.4 Методов определения соответствия (МОС) «Обеспечение безопасности конструкции по условиям прочности при длительной эксплуатации» к АП 25.571, введенных в действие письмом МАК от 30.12.1996 № 5-96, необходимо регулярно с периодичностью один раз в 8–10 лет выполнять осмотр силового набора центроплана изнутри при демонтированных съемных панелях, мягких топливных баках, стеклотекстолитовых панелях КАСТ-В и пенопластовых бобышках (если они установлены на эпоксидном клее или не заменены на съемные контейнеры) на предмет обнаружения коррозии. За исследуемый период осмотр силового набора центроплана самолета Ан-24 изнутри был проведен на 28 ВС, а осмотр ОЧК изнутри на 11 ВС. Очаги коррозии силового набора центроплана были выявлены на 14 ВС, а очаги коррозии ОЧК – на 5 ВС. Сложные и дорогостоящие ремонты были произведены на 2 ВС:

а) при исследовании самолета Ан-24РВ RA-08824 (наработка СНЭ 39 лет, 17342 летных часа, 8959 полетов, ППР 10 лет 11 месяцев, 6092 летных часа, 3335 полетов) выявлены: множественные очаги расслаивающей коррозии (до сквозной) нижней панели центроплана в районе нервюры № 1 по левому борту с максимальной площадью поражения 180×80 мм (рис. 6а-в); расслаивающая коррозия стенки и полки стрингера № 1 в районе нервюры № 1 по левому борту с площадью поражения 100×40 мм, минимальная остаточная толщина полки стрингера 5,5 мм (рис. 6а, б); расслаивающая коррозия нижней панели центроплана изнутри в районе нервюр №№ 1–2, стрингеров № 1–2 по левому борту, площадь поражения 70×70 мм, минимальная остаточная толщина панели 1,9 мм.

б) при исследовании самолета Ан-24РВ RA-47357 (наработка СНЭ 56924 летных часа, 34468 полетов, 42 года 5 месяцев, ППР 14559 летных часов, 7601 полетов, 14 лет 1 месяц) обнаружена коррозия нижней задней панели центроплана изнутри у нервюры 3 (со стороны нервюры 2) между стрингерами 8–9 (у стрингера 8) по правому борту, площадь поражения 70×50 мм, минимальная остаточная толщина панели 0,9 мм;

Во всех случаях был выполнен ремонт силами ремонтной организации по документации ФГУП ГосНИИ ГА.

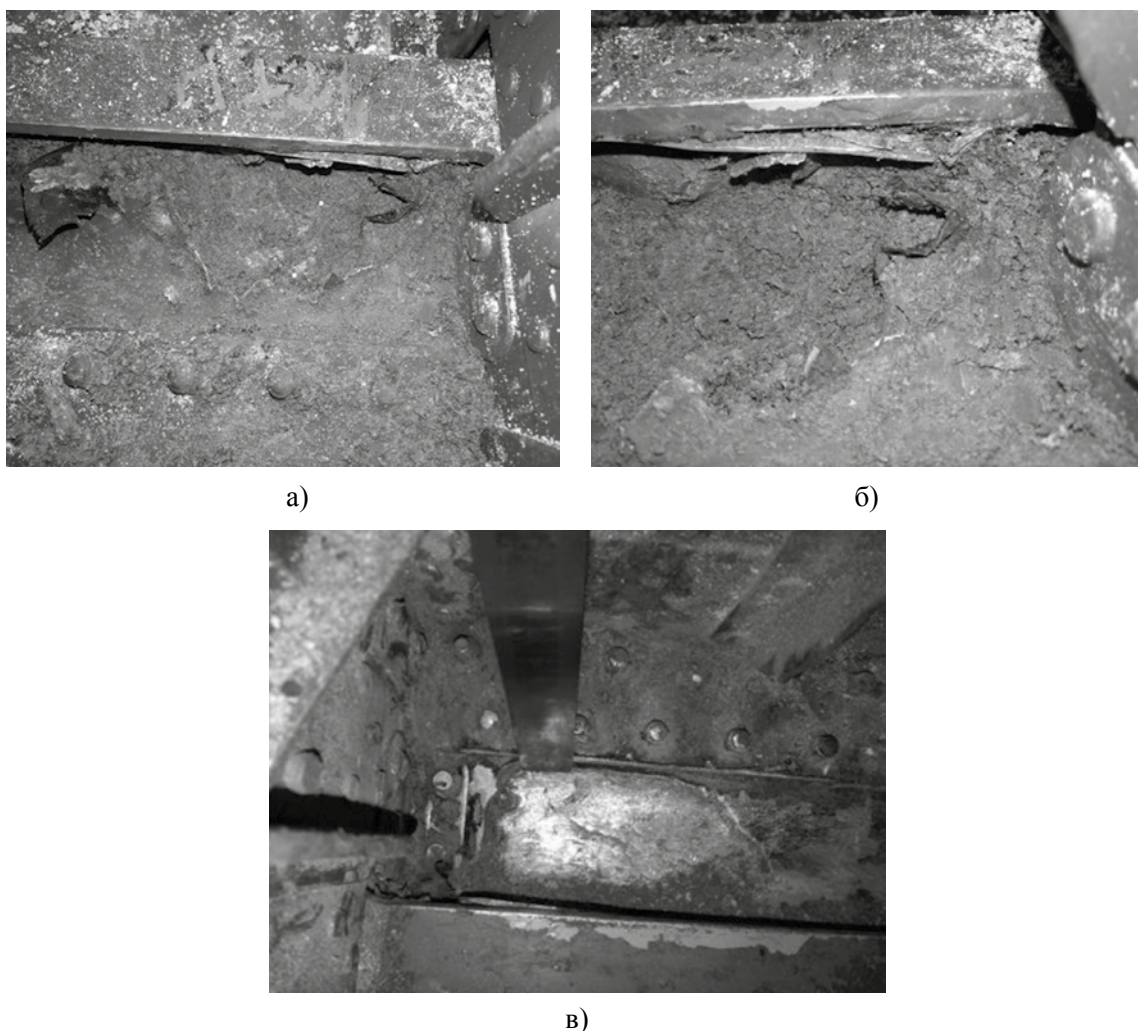


Рис. 6. Расслаивающая коррозия нижней панели и стрингера № 1 центроплана самолета Ан-24РВ RA-08824 в районе нервюр №№ 1–2 (а, б) и вид нижней панели после выборки коррозии (в)

Коррозионные поражения элементов конструкции хвостового оперения

Коррозионные поражения элементов конструкции хвостового оперения занимают незначительную долю от общего числа дефектов планера самолета Ан-24. За исследуемый период зафиксировано 50 случаев коррозии хвостового оперения, из которых 63 % дефектов приходится на элементы конструкции кия и 37 % – на элементы конструкции стабилизатора. В табл. 2 представлено численное распределение видов коррозионных поражений по элементам конструкции и зонам хвостового оперения.

Исходя из представленных данных видно, что наибольшую долю дефектов хвостового оперения самолета Ан-24 составляет поверхностная коррозия, чаще всего фиксируемая на обшивке кия и стабилизатора. Ремонт лонжеронов и обшивки хвостового оперения за указанный период исследований не потребовался, ремонт нервюр производился в 3 случаях. Единственным дефектом за исследуемый период, повлекшим выполнение трудоемкого ремонта, было устранение подрыва окантовочного профиля на длине примерно 900 мм справа и поверхностной коррозии нервюры № 1 кия в зоне крепления окантовочного профиля по всей длине слева и справа (рис. 7) на самолете Ан-24РВ RA-08824 (наработка СНЭ 39 лет, 17342 летных часа, 8959 полетов, ППР 10 лет 11 месяцев, 6092 летных часа, 3335 полетов). Выполнен ремонт по типовой ремонтной технологии самолета.

Таблица 2

Распределение коррозионных поражений на элементах хвостового оперения самолетов Ан-24

Элементы хвостового оперения	Зоны хвостового оперения	Количество коррозионных поражений глубиной до 0,15 мм, шт.	Количество коррозионных поражений глубиной от 0,15 до 0,30 мм, шт.	Количество коррозионных поражений глубиной более 0,30 мм, шт.
Киль	1-ый лонжерон	0	1	0
	2-ой лонжерон	8	1	0
	обшивка	17	0	0
	нервюры	2	1	2
Стабилизатор	1-ый лонжерон	0	0	0
	2-ой лонжерон	0	4	0
	обшивка	13	0	0
	нервюры	0	0	1



Рис. 7. Вид профиля нервюры № 1 киля (сверху) с коррозионным поражением окантовочного профиля

Заключение

На основании проведенного анализа коррозионного состояния парка самолетов Ан-24, установлено, что наибольшую долю коррозионных поражений силовой конструкции планера (57 %) занимает поверхностная коррозия глубиной до 0,15 мм, на коррозионные поражения глубиной от 0,15 до 0,30 мм приходится 14 %, а на коррозионные поражения глубиной более 0,3 мм – 19 % от всех коррозионных очагов. На коррозионные поражения в виде коррозии точек клеесварных соединений приходится порядка 10 % от всех коррозионных дефектов. Резкого роста числа случаев коррозии с увеличением срока службы, как с начала эксплуатации, так и после последнего капитального ремонта ВС не наблюдается. На основании полученных данных в целом коррозионное состояние парка самолетов Ан-24 следует считать удовлетворительным.

Периодические осмотры по программам ФГУП ГосНИИ ГА ВС при эксплуатации самолетов Ан-24 в условиях практически отсутствующего капитального ремонта служат необходимым и эффективным инструментом поддержания летной годности, которые позволяют на ранней стадии выявить очаги коррозии, устранить их и предотвратить более серьезное разрушение или потерю несущей способности конструкции. Осмотры с периодичностью 1 год 3 месяца позволяют выявлять поражения планера самолета коррозией на ранних стадиях и устранять дефекты с минимальными трудозатратами.

Действующая эксплуатационная документация и система поддержания летной годности ВС, применяемые в гражданской авиации России, позволяют организациям по ТО своевременно и качественно обнаруживать и устранять все дефекты, связанные с коррозией, возникающие на самолетах типа Ан-24.

Список источников

1. *Арепьев К. А., Ковалевский С. А., Симонов Т. Н.* Обзор условий эксплуатации парка самолетов типа Ан-24 в Российской Федерации в 2017-2018 гг. // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2019. № 28 (339). С. 40–49.
2. Бюллетень от 20.11.2019 № Ан-24-ГС002-БЭ-Г «Информирование авиационных предприятий, эксплуатантов, организаций по техническому обслуживанию авиационной техники, ремонтных организаций гражданской авиации об уточнении порядка отработки ресурсов и сроков службы самолетов Ан-24 всех модификаций, внесенных в Государственный реестр гражданских воздушных судов Российской Федерации, их агрегатов и комплектующих изделий». ФГУП ГосНИИ ГА. 2019. 10 с.
3. Бюллетень от 20.11.2019 № 1530-БЭ-Г «Информирование авиационных предприятий, эксплуатантов, организаций по техническому обслуживанию авиационной техники, ремонтных организаций гражданской авиации о ресурсах и сроках службы самолетов Ан-24 всех модификаций, внесенных в Государственный реестр гражданских воздушных судов Российской Федерации, их агрегатов и комплектующих изделий». ГП «Антонов». 2019. 15 с.
4. Отчет по обобщению опыта эксплуатации самолетов Ан-24. ФГУП ГосНИИ ГА. 2020. 539 с.
5. *Шапкин В. С., Лапаев А. В., Матвеев К. А., Горшков В. А., Богоявленский А. А.* Расчетно-экспериментальная оценка сопротивления усталости обшивки фюзеляжа воздушного судна при коррозионном поражении // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2021. № 2. С. 10–16.
6. *Shapkin V. S., Lapaev A. V., Matveev K. A., Gorsskhov V. A., Bogoyavlenskii A. A.*, Russian aeronautics, vol. 64, 2021, no. 2, pp. 181–188. <https://doi.org/10.3103/S1068799821020021>
7. Регламент технического обслуживания самолетов Ан-24, Ан-26. Часть 2. Планер и силовые установки. Периодическое техническое обслуживание. Издание 1991 г., исправленное и переработанное. Ростов-на-Дону. ЗАО «АНТЦ «Технолог». 2006. 269 с.
8. Самолет Ан-24. Техническое описание. Книга 2. МГА. Ростов на Дону: ЗАО «АНТЦ «Технолог». 2001. 116 с.
9. Технологические указания по техническому обслуживанию самолетов Ан-24, Ан-26, Ан-30 всех модификаций. Выпуск 4.28 Контроль коррозионного состояния. Защита от коррозии. Ростов-на-Дону: ЗАО «АНТЦ «Технолог». 2007. 96 с.
10. Технологические указания по техническому обслуживанию самолетов Ан-24, Ан-26, Ан-30 всех модификаций. Выпуск 26-12. Текущий ремонт самолетов. Ростов-на-Дону: ЗАО «АНТЦ «Технолог». 2012. 460 с.

References

1. *Arepev K. A., Kovalevskiy S. A., Simonov T. N.*, Overview of aircraft operating conditions An-24 in the Russian Federation in 2017-2018, *Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2019, no. 28 (339), pp. 40–49. (In Russ.)

2. Bulletin No. An-24-GS002-BE-G dated 20.11.2019 “Informing aviation enterprises, operators, organizations for the maintenance of aviation equipment, repair organizations of civil aviation about the clarification of the procedure for working out the resources and service life of An-24 aircraft of all modifications entered in the State Register of Civil Aircraft of the Russian Federation, their units and components”, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, 2019, 10 p. (In Russ.)
3. Bulletin No. 1530-BE-G dated 20.11.2019 “Informing aviation enterprises, operators, aircraft maintenance organizations, civil aviation repair organizations about the resources and service life of An-24 aircraft of all modifications entered in the State Register of Civil Aircraft of the Russian Federation, their units and components”, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, 2019, 15 p. (In Russ.)
4. Report on summarizing the experience of operating An-24 aircraft, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, 2020, 539 p. (In Russ.)
5. Shapkin V. S., Lapaev A. V., Matveev K. A., Gorshkov V. A., Bogoyavlenskiy A. A., Calculation and experimental evaluation of fatigue resistance of aircraft fuselage skin in corrosion damage, *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatcionnaya Tekhnika*, 2021, no. 2, pp. 10–16. (In Russ.)
6. Shapkin V. S., Lapaev A. V., Matveev K. A., Gorshkov V. A., Bogoyavlenskiy A. A., *Russian aeronautics*, vol. 64, 2021, no. 2, pp. 181–188. <https://doi.org/10.3103/S1068799821020021>
7. Regulations for the maintenance of aircraft An-24, An-26. Part 2. Airframe and power plants. Periodic maintenance. 1991 edition corrected and republished, Rostov-on-Don, ZAO ANTC “Technolog” Publ., 2006, 269 p. (In Russ.)
8. An-24 aircraft. Technical description. Book 2. MGA, ZAO ANTC “Technolog” Publ., 2001, 116 p. (In Russ.)
9. Technological instructions for the maintenance of An-24, An-26, An-30 aircraft of all modifications. Issue 4.28 Corrosion control. Corrosion protection, Rostov-on-Don, ZAO ANTC “Technolog” Publ., 2007, 96 p. (In Russ.)
10. Technological instructions for the maintenance of An-24, An-26, An-30 aircraft of all modifications. Issue 26-12 Maintenance of aircraft, Rostov-on-Don, ZAO ANTC “Technolog” Publ., 2012, 460 p. (In Russ.)

Информация об авторах

Арепьев Константин Анатольевич, заместитель директора Научного центра, начальник службы – эксперт, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, aka@ncplg.ru

Симонов Тимофей Николаевич, начальника отдела – эксперт, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, simonov_tn@ncplg.ru

Гуреев Гурий Гурьевич, начальник группы – эксперт, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, gureev_gg@ncplg.ru

Никитин Янис Юрьевич, ведущий инженер, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, nikitin_yy@ncplg.ru

Authors information

Arepiev Konstantin A., Deputy Director of Scientific Center, Head of the service – expert, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, aka@ncplg.ru

Simonov Timofey N., Head of the Department – Expert, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, simonov_tn@ncplg.ru

Gureev Yuriy G., Head of the Group – Expert, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, gureev_gg@ncplg.ru

Nikitin Yanis Yu., Leader Engineer, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, nikitin_yy@ncplg.ru

Статья поступила в редакцию 12.06.2022; одобрена после рецензирования 28.07.2022; принята к публикации 04.08.2022.

The article was submitted 12.06.2022; approved after reviewing 28.07.2022; accepted for publication 04.08.2022.

Научная статья
УДК 629.735.45

ВОПРОСЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЕЛИЧИНЫ СВОБОДНОЙ ТЯГИ ВЕРТОЛЕТОВ Ми-8Т и Ми-8МТВ В ЭКСПЛУАТАЦИИ

Г. Е. МАСЛЕННИКОВА^{1,2}, 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. В статье описаны результаты исследования изменения тяги двигателей вертолетов Ми-8Т и Ми-8МТВ в зависимости от оборотов турбокомпрессоров на режиме висения вне влияния воздушной подушки. Актуальность выполненных исследований обусловлена необходимостью оценки величины свободной тяги вертолета в процедуре сертификации экземпляра воздушного судна (ВС), которую в ряде случаев приходится делать на основе данных, полученных от одного висения, причем с весом вертолета существенно ниже максимального взлетного для фактических условий висения. Предлагаемая методика оценочного расчета величины свободной тяги в этом случае базируется на обработке большого массива экспериментальных данных, полученных в результате выполнения работ по оценке соответствия данным Руководству по летной эксплуатации (РЛЭ) основных летных характеристик вертолетов Ми-8Т и Ми-8МТВ. Методика содержит не только оценочный расчет самой величины свободной тяги, но и позволяет сделать оценку доверительного интервала для этой величины. Получены количественные оценки этого интервала, которые зависят от отличия фактических оборотов турбокомпрессоров на висении от максимальных взлетных. Таким образом, появляется возможность судить о возможной величине снижения массы вертолета на висении относительно максимального для получения достоверной оценки по результатам одного висения.

Ключевые слова: вертолет, летная годность, свободная тяга, аппроксимация, доверительные интервалы, оценочный расчет, Ми-8Т, Ми-8МТВ

Для цитирования: Масленникова Г. Е., Дмитриева С. В., Тажетдинов Р. Р. Вопросы определения величины свободной тяги вертолетов Ми-8Т и Ми-8МТВ в эксплуатации // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 39. С. 43–49.

QUESTIONS OF CALCULATION FREE THRUST VALUE FOR Mi-8T AND Mi-8MTV HELICOPTERS IN OPERATION

G. E. MASLENNIKOVA^{1,2}, 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. The article describes the research results of the change in the thrust of the engines of the Mi-8T and Mi-8MTV helicopters depending on the revolutions of the turbocompressors in the hanging mode outside the influence of the air cushion. The relevance of the performed studies is due to the need to assess the amount of free thrust of the helicopter in the certification procedure of the aircraft instance, which in some cases has to be done on the basis of data obtained from one hanging, and with the weight of the helicopter significantly lower than the maximum take-off for actual hanging conditions. The proposed method for estimating the free thrust value in

this case is based on the processing of a large array of experimental data obtained as a result of the work on the assessment of compliance with the Aircraft flight manual (AFM) data of the main flight characteristics of the Mi-8T and Mi-8MTV helicopters. The method contains not only an estimated calculation of the free thrust value itself, but also makes it possible to make an estimate of the confidence interval for this value. Quantitative estimates of this interval were obtained, which depend on the difference between the actual rotations of turbocompressors at hanging from the maximum take-off ones. Thus, it is possible to judge the possible amount of helicopter weight reduction at the hanger relative to the maximum in order to obtain a reliable estimate based on the results of one hanging.

Keywords: helicopter, airworthiness, free thrust, approximation, confidence intervals, estimation calculation, Mi-8T, Mi-8MTV

For citation: Maslennikova G. E., Dmitrieva S. V., Tazhetdinov R. R., Questions of calculation free thrust value for Mi-8T and Mi-8MTV helicopters in operation, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2022, no. 39, pp. 43–49. (In Russ.)

Введение

Одной из основных составляющих программы проверки летной годности экземпляра воздушного судна (ЭВС), регламентируемой Федеральными авиационными правилами [1], является подтверждение соответствия основных летных характеристик ЭВС характеристикам, указанным в руководстве по летной эксплуатации (РЛЭ) [2, 3]. Для оценки соответствия характеристик вертолетов данным эксплуатационной документации (ЭД) в ФГУП ГосНИИ ГА были разработаны Типовые программы контрольных облетов и методики оценки характеристик [4, 5]. Методическими рекомендациями к разработанным программам предусмотрена оценка величины свободной тяги вертолета, при этом, если для вертолета Ка-32 разработана оригинальная методика [6], то для вертолетов Ми-8Т и Ми-8МТВ рекомендации утвержденных программ строго соответствуют методикам, описанным в соответствующих разделах РЛЭ каждого из указанных типов вертолетов [7, 8].

Согласно действующим документам [8] тяга вертолета определяется как «тяга, численно равная массе вертолета на висении».

Для вертолета типа Ми-8МТВ в РЛЭ предусмотрены две методики оценки величины свободной тяги – расчетный метод, основанный на анализе результатов трех висений вертолета со взлетными массами, отличающимися друг от друга на 600–800 кг, и экспериментальный метод, основанный на анализе запаса по оборотам двигателей и отличия фактической тяги от максимальной взлетной, полученных по результатам одного режима висения. Технология оценки свободной тяги вертолета Ми-8МТВ согласно п. 9.6.2 РЛЭ [8] допускает выполнение одного висения только в том случае, если расчетная величина свободной тяги численно меньше либо равна величине максимально разрешенной взлетной массы – 13000 кг. Между тем, фактически в условиях эксплуатации процедура оценки величины свободной тяги по результатам только одного висения используется значительно чаще, причем не только для вертолетов Ми-8МТВ, но и для вертолетов Ми-8Т. Оценка вероятной величины свободной тяги в этом случае возможна только по результатам обобщения большого количества экспериментальных данных и получения зависимости изменения величины тяги при изменении оборотов турбокомпрессоров в различных атмосферных условиях. Важным моментом здесь также является и оценка достоверности полученного значения свободной тяги.

Результаты таких исследований описаны в настоящей статье.

Построение зависимости изменения величины тяги от изменения оборотов турбокомпрессоров

В общем случае зависимость тяги от оборотов турбокомпрессоров носит нелинейный характер и, кроме того, зависит от внешних условий: температуры наружного воздуха, давления

аэродрома, погрешностей регистрации оборотов и дроссельной характеристики каждого конкретного двигателя [9, 10]. Причем связь, например, изменения величины оборотов турбокомпрессоров при висениях с различными массами с изменением температуры наружного воздуха характеризуется коэффициентом корреляции 0,77 и 0,79 для вертолетов Ми-8Т и Ми-8МТВ соответственно, а связь с массой вертолета коэффициентами 0,2 и 0,44, т. е. существенно более слабой зависимостью. Это связано с тем, что величина максимальных взлетных оборотов и соответствующая ей величина свободной тяги изменяются при изменении температуры наружного воздуха. Таким образом, для решения поставленной задачи – получение зависимости между изменениями оборотов и изменением тяги – необходимо использовать не абсолютные величины оборотов, а величину запаса оборотов от фактических до максимально взлетных

$$\Delta N_{\text{тк}} = N_{\text{тк max}} - N_{\text{тк фак}},$$

а вместо абсолютного значения тяги – величину отличия фактической тяги от максимальной взлетной при фактических условиях

$$\Delta P = P_{\text{max взл}} - P_{\text{фак}}.$$

Для получения искомых зависимостей и оценки погрешности использования материалов одного висения для определения величины свободной тяги использовались материалы, полученные в результате оценки основных летных характеристик вертолетов при продлении ресурсов и процедуре сертификации ЭВС, направляемые в ФГУП ГосНИИ ГА в соответствии с Директивным письмом Минтранса России от 12.05.2009 № ВД5.21-402 «О порядке контроля основных летных характеристик вертолетов Ми-2, Ми-8, Ми-26, Ка-32 и самолетов Ан-12, Ан-24, Ан-26 и Як-40 в процессе эксплуатации». На рис. 1, 2 приведены зависимости $\Delta P = f(\Delta N_{\text{тк}})$ для вертолетов Ми-8Т и Ми-8МТВ, полученные в результате анализа массивов данных висений в различных атмосферных условиях и с различными массами. Для вертолета Ми-8Т анализировался массив данных, состоящий из 1724 экспериментальных точек, для Ми-8МТВ – из 610 точек. В табл. 1, 1а, 2, 2а приведены статистические характеристики полученных моделей изменения тяги при изменении оборотов турбокомпрессоров $\Delta N_{\text{тк}}$, рассчитанные при помощи стандартного пакета анализа данных Microsoft Excel [11].

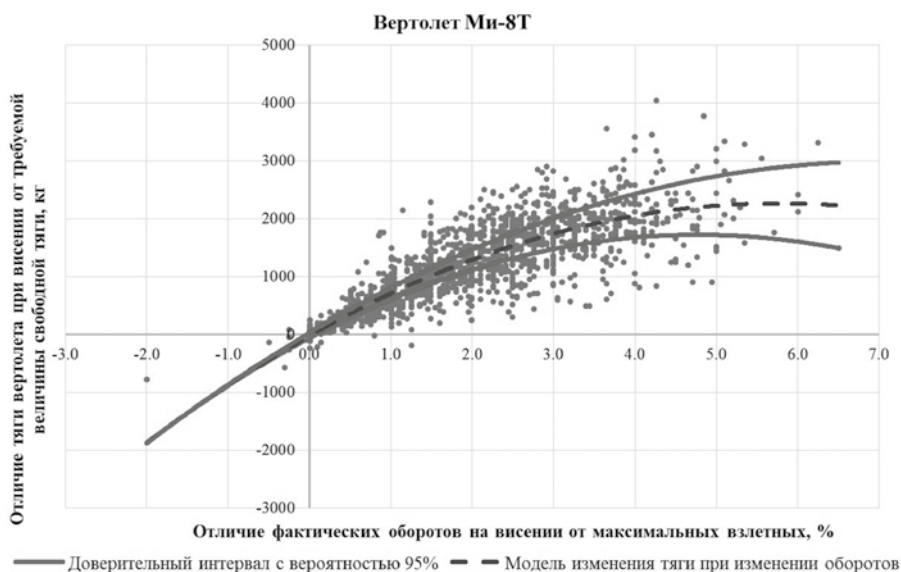


Рис. 1. Зависимость $\Delta P = f(\Delta N_{\text{тк}})$ для вертолетов Ми-8Т

Таблица 1

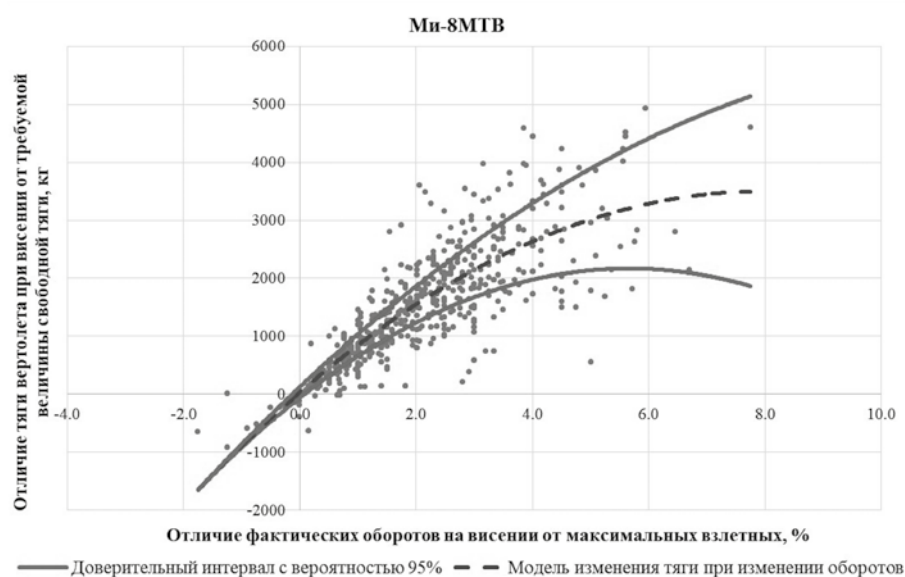
Статистические характеристики модели изменения тяги при изменении оборотов для вертолета Ми-8Т

Регрессионная статистика	
Множественный R	0,852
R-квадрат	0,726
Нормированный R-квадрат	0,726
Стандартная ошибка	374
Наблюдения	1724

Таблица 1а

Оценка качества коэффициентов модели изменения тяги при изменении оборотов для вертолета Ми-8Т

	Коэффици- енты	Стандарт- ная ошибка	t-статистика	P-значение	Нижние 95,0 %	Верхние 95,0 %
Y-пересечение	-15,8	23,4	-0,7	0,5	-61,7	30,1
Переменная $\Delta N_{\text{тк}}$	791,6	22,8	34,7	0,0	746,9	836,4
Переменная $(\Delta N_{\text{тк}})^2$	-68,7	4,9	-14,1	0,0	-78,2	-59,1

**Рис. 2.** Зависимость $\Delta P = f(\Delta N_{\text{тк}})$ для вертолетов Ми-8МТВ**Таблица 2**

Статистические характеристики модели изменения тяги при изменении оборотов для вертолета Ми-8МТВ

Регрессионная статистика	
Множественный R	0,852
R-квадрат	0,726
Нормированный R-квадрат	0,726
Стандартная ошибка	374
Наблюдения	1724

Таблица 2а

Оценка качества коэффициентов модели изменения тяги при изменении оборотов для вертолета Ми-8МТВ

	Коэффици- енты	Стандарт- ная ошибка	t-статистика	P-значение	Нижние 95,0 %	Верхние 95,0 %
У-пересечение	38,1	47,63	0,80	0,42	-55,5	131,6
Переменная $\Delta N_{\text{тк}}$	865,9	40,78	21,24	0,00	785,8	946,0
Переменная $(\Delta N_{\text{тк}})^2$	-54,1	7,81	-6,93	0,00	-69,4	-38,8

Таким образом полученные модели изменения величины свободной тяги при изменении величины оборотов могут быть представлены в виде зависимостей:

$$\Delta P = -68,7(\Delta N_{\text{тк}})^2 + 791,6(\Delta N_{\text{тк}}) - 15,8 \quad (\text{Ми-8Т}) \quad (1)$$

$$\Delta P = -54,1(\Delta N_{\text{тк}})^2 + 865,9(\Delta N_{\text{тк}}) + 38,1 \quad (\text{Ми-8МТВ}) \quad (2)$$

Сплошными линиями на рис. 1 и 2 нанесены доверительные интервалы полученных моделей изменения тяги при изменении величины оборотов с вероятностью 0,95 в соответствии с данными табл. 1а и 2а.

Однако, для повышения достоверности определения величины свободной тяги по результатам одного висения важно не только определение оценочной величины тяги по формулам (1) или (2), но и определение доверительного интервала этой оценки $\mu(\Delta P)$, который увеличивается по мере уменьшения фактической массы вертолета на висении относительно максимальной взлетной. Для учета увеличения величины возможного отклонения фактической величины свободной тяги, определенной по результатам одного висения от значения, полученного по моделям (1) и (2), в разрабатываемом алгоритме использовались нижние доверительные интервалы изменения коэффициентов полученных моделей, определенные с вероятностью 0,95.

$$\Delta P = -78,2(\Delta N_{\text{тк}})^2 + 746,9(\Delta N_{\text{тк}}) - 61,7 \quad (\text{Ми-8Т}) \quad (3)$$

$$\Delta P = -69,4(\Delta N_{\text{тк}})^2 + 785,8(\Delta N_{\text{тк}}) - 55,5 \quad (\text{Ми-8МТВ}) \quad (4)$$

Алгоритм расчета

1. По аппроксимирующим зависимостям (5) или (6) рассчитывается поправка к фактической массе на висении ($M(\Delta P)$) для определения величины свободной тяги в зависимости от отличия фактических оборотов от максимальных взлетных ($\Delta N_{\text{тк}}$), соответствующая нижней границе полученных моделей тяги.

2. С вероятностью 0,95 свободная тяга вертолета соответствует требуемой, если масса вертолета на висении в сумме с поправкой, определенной в п. 1 алгоритма, больше требуемой величины свободной тяги.

Заключение

Для оценочного расчета величины свободной тяги вертолетов Ми-8Т и Ми-8МТВ могут быть использованы материалы одного висения, выполненного на высоте около 20 м от поверхности земли (то есть без влияния воздушной подушки).

Если рассчитанное по разработанному алгоритму значение величины свободной тяги больше требуемой, то с вероятностью 0,95 можно утверждать, что свободная тяга вертолета соответствует требуемой.

Список источников

1. Федеральные авиационные правила «Требования к летной годности гражданских воздушных судов. Форма и порядок оформления сертификата летной годности гражданского воздушного судна. Порядок приостановления действия и аннулирования сертификата летной годности гражданского воздушного судна», утверждены приказом Минтранса РФ от 27.11.2020 № 519. С изменениями и дополнениями от 13 июля, 22 ноября 2021 г. 22 с.
2. Масленникова Г. Е. Контроль основных летных характеристик в процедуре сертификации экземпляра ВС // Научные труды ГосНИИГА. Москва: Воздушный транспорт, 2006. С. 71–79.
3. Масленникова Г. Е., Тажетдинов Р. Р. Обобщение результатов оценки основных летных характеристик вертолетов Ми-8Т и Ми-8МТВ в процедуре сертификации экземпляра воздушного судна // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2018. № 23. С. 20–31.
4. Артамонов Л. Т., Масленникова Г. Е. Типовая программа контрольного облета вертолета Ми-8 для оценки соответствия основных летных характеристик типовым // Инженерно-авиационный вестник. 2005. Вып. № 1(91). С. 4–6.
5. Артамонов Л. Т., Масленникова Г. Е. Типовая программа контрольного облета вертолета Ми-8МТВ для оценки соответствия основных летных характеристик типовым // Инженерно-авиационный вестник. 2005. Вып. № 1(91). С. 10–12.
6. Масленникова Г. Е., Озол И. А., Турбин В. П. Разработка методики оценки тяги вертолета Ка-32 для процедуры сертификации экземпляра ВС // Научный вестник МГТУ ГА. 2013. № 187(1). С. 92–95.
7. Руководство по летной эксплуатации вертолета Ми-8Т // Министерство транспорта Российской Федерации, Департамент воздушного транспорта. Издание 4-ое. 1996. 535 с.
8. Руководство по летной эксплуатации вертолета Ми-8МТВ // Министерство транспорта Российской Федерации. Москва, 1994. 620 с.
9. Турбовальный двигатель ТВ3-117. Руководство по технической эксплуатации 078.00.5700 РЭ. Книга 1. Москва: Транспорт, 1986. 616 с.
10. Авиационный турбовальный двигатель ТВ2-117 и редуктор ВР-8А. Руководство по технической эксплуатации. Москва: Машиностроение, 1987. 450 с.
11. Макарова Н. В., Трофимец В. Я. Статистика в Excel. Москва: Финансы и статистика, 2002. 368 с.

References

1. Federal Aviation Regulations «Trebovaniya k letnoj godnosti grazhdanskih vozdushnyh sudov. Forma i poryadok oformleniya sertifikata letnoj godnosti grazhdanskogo vozdushnogo sudna. Poryadok priostanovleniya dejstviya i annullirovaniya sertifikata letnoj godnosti grazhdanskogo vozdushnogo sudna» as amended by orders of the Ministry of Transport of the Russian Federation dated 27.11.2020 No. 519, with amendments and additions of July 13, November 22, 2021, 22 p. (In Russ.)
2. Maslennikova G. E., Control of basic flight characteristics in the procedure for certification of the aircraft copy, 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., 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.)

4. Artamonov L. T., Maslennikova G. E., Tipovaya programma kontrolnogo obleta vertoleta Mi-8 dlya ocenki sootvetstviya osnovnyh letnyh harakteristik tipovym, *Inzhenerno-aviacionnyj vestnik*, 2005, no. 1(91), pp. 4–6. (In Russ.)
5. Artamonov L. T., Maslennikova G. E., Tipovaya programma kontrolnogo obleta vertoleta Mi-8МТВ dlya ocenki sootvetstviya osnovnyh letnyh harakteristik tipovym, *Inzhenerno-aviacionnyj vestnik*, 2005, no. 1(91), pp. 10–12. (In Russ.)
6. Maslennikova G. E., Ozol I. A., Turbin V. P., Development of the Ka-32 helicopter thrust assessment procedure for certification of the aircraft instance, *Scientific Bulletin of MSTU CA*, 2013, no. 187(1), pp. 92–95. (In Russ.)
7. Mi-8T Flight Manual, Ministry of Transport of the Russian Federation, Department of Air Transport, 4th ed., 1996, 535 p. (In Russ.)
8. Mi-8МТВ Flight Operation Manual, Ministry of Transport of the Russian Federation, Moscow, 1994, 620 p. (In Russ.)
9. Turbovalnyj dvigatel TV3-117. Rukovodstvo po tekhnicheskoy ekspluatatsii 078.00.5700 RE. Book 1, Moscow, Transport Publ., 1986, 616 p. (In Russ.)
10. Aviacionnyj turbovalnyj dvigatel' TV2-117 i reduktor VR-8A. Rukovodstvo po tekhnicheskoy ekspluatatsii, Book 1, Moscow, Mashinostroenie Publ., 1987, 450 p. (In Russ.)
11. Makarova N. V., Trofimets V. Y., *Statistika v Excel [Statistics in Excel]*, Moscow: Finance and statistics Publ., 2002, 368 p. (In Russ.)

Информация об авторах

Масленникова Галина Евгеньевна, доктор технических наук, профессор кафедры, Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет); начальник отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, maslennikova@gosniiga.ru

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

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

Authors information

Maslennikova Galina E., Doctor of Sciences (Engineering), Professor of Moscow Aviation Institute (National Research University), Head of the Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, maslennikova@gosniiga.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., Engineer, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, tazhetdinovrr@gosniiga.ru

Статья поступила в редакцию 28.04.2022; одобрена после рецензирования 25.07.2022; принята к публикации 02.08.2022.

The article was submitted 28.04.2022; approved after reviewing 25.07.2022; accepted for publication 02.08.2022.

Научная статья
УДК 311.2:532

О ТАБУЛИРОВАНИИ СОБСТВЕННЫХ ЧАСТОТ ТЯЖЕЛОЙ ЖИДКОСТИ В ЦИЛИНДРИЧЕСКОМ СОСУДЕ

С. Д. АЛГАЗИН

Институт проблем механики им. А. Ю. Ишлинского Российской академии наук, Москва, Россия

Аннотация. В настоящее время задача табулирования изменилась. Раньше, во времена ручных вычислений, исследователи были, как правило, заинтересованы в том, чтобы иметь обширную таблицу, которая позволяла бы вычислять значения функции с помощью простейшей интерполяции. При использовании для вычислений ЭВМ часто появляется заинтересованность в том, чтобы иметь таблицу минимального объема, даже если алгоритм восстановления функции достаточно сложен. В статье рассматривается задача о табулировании собственных частот тяжелой жидкости в цилиндрическом сосуде. Математически задача сводится к проблеме собственных значений для двумерного оператора Лапласа в плоской области. Громоздкие вычисления можно затабулировать в виде таблиц небольшого объема, а сам алгоритм рассматривать как расшифровывающий алгоритм, который по этим таблицам строит матрицу конечномерной задачи. Собственные значения полученной матрицы вычисляются по стандартной программе (используется пакет EISPACK). Полученные результаты имеют важное значение для объектов инфраструктуры авиатопливообеспечения воздушных судов гражданской авиации, для решения задач проектирования и эксплуатации гидравлических, топливных или масляных систем и иных аспектов авиационной деятельности.

Ключевые слова: свободные колебания, колебания тяжелой жидкости, численный алгоритм, алгоритм без насыщения, собственные частоты, собственные формы, эксплуатация гидравлических, топливных или масляных систем

Для цитирования: Алгазин С. Д. О табулировании собственных частот тяжелой жидкости в цилиндрическом сосуде // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 39. С. 50–59.

ON THE TABULATION OF THE NATURAL FREQUENCIES OF A HEAVY LIQUID IN A CYLINDRICAL VESSEL

S. D. ALGAZIN

Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia

Abstract. Currently, the tabulation task has changed. Previously, in the days of manual calculations, we were usually interested in having a large table that would allow us to calculate the values of a function using the simplest interpolation. Now, when using computers in computation, we are very often interested in having a table of minimal size, even if the algorithm for restoring a function is quite complex. The article deals with the problem of tabulation of the natural frequencies of a heavy fluid in a cylindrical vessel. Mathematically, the problem is reduced to calculating the eigenvalues of the two-dimensional Laplace operator in a flat region. It turns out that cumbersome calculations can be tabulated in the form of small tables, and the algorithm itself is considered as a decoding algorithm that builds a matrix of the finite-dimensional problem from these initial data.

The eigenvalues of the resulting matrix are calculated. according to the standard program (EISPACK package is used). The received results are important for infrastructure facilities of aviation fuel supply of aircrafts of civil aviation, for the solution of problems of design and operation hydraulic, fuel or the oil systems, and other aspects of aviation activity.

Keywords: free oscillations, oscillations of heavy fluid, numerical algorithm, algorithm without saturation, natural frequencies, eigenforms, operation hydraulic

For citation: Algazin S. D., On the tabulation of the natural frequencies of a heavy liquid in a cylindrical vessel, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2022, no. 39, pp. 50–59. (In Russ.)

Введение

Для решения задач проектирования и эксплуатации гидравлических, топливных или масляных систем воздушных судов (ВС), а также других видов авиационной деятельности может быть использована разработанная автором методика исследования колебаний тяжелой жидкости в сосуде вращения. Топливные и масляные системы летательных аппаратов рассмотрены в [1].

В статье рассматривается задача о табулировании собственных частот тяжелой жидкости в цилиндрическом сосуде, что представляет интерес для авиационной техники.

Методы, методика, постановка задачи

Постановка рассматриваемой задачи приведена в [2]. Рассмотрим эту постановку подробнее. Жидкость, налитая в чашку (рис. 1), представляет собой некоторый резонатор (колебательную систему), и поэтому ее движение во многих отношениях подобно колебанию математического маятника. Если последний отклонить от положения равновесия, то сила тяжести создает ускорение, направленное против смещения: мы говорим, что при отклонении маятника возникает возвращающая сила. Если отклонение мало, то ее можно считать пропорциональной отклонению.

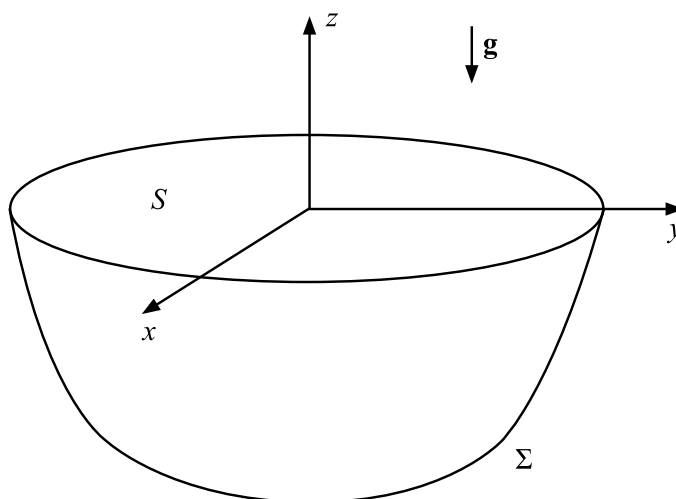


Рис. 1. Чашка с жидкостью

Под действием возвращающей силы движение оказывается колебательным. Точно так же, если поверхность жидкости выведена из положения равновесия (т. е. поверхность жидкости уже не горизонтальна, а имеет форму волны), то под действием силы тяжести возникают ускорения, направленные против смещений: в вершине волны они направлены вниз, а во впадине – вверх, и движение частиц жидкости будет колебательным около положения равновесия.

В случае математического маятника частота колебаний определится только длиной математического маятника. Точно так же частота колебаний жидких частиц определится только геометрией сосуда, в который налита жидкость. Однако, если длина маятника определяет одну определенную частоту колебаний, то жидкие частицы могут колебаться с различными частотами. Этих возможных частот колебаний бесконечное множество. Говорят, что они образуют спектр собственных частот. Поэтому общий характер колебаний жидких частиц, а не только амплитуда, существенно зависит от начального расположения частиц и начального распределения их скоростей.

Итак, жидкость, налитая в неподвижную чашку, подобна бесчисленному множеству различных маятников, параметры которых вполне определенным образом зависят от формы чашки, и характер колебаний жидкости зависит от того, какие из этих маятников оказываются отклоненными в начальный момент. Одна из основных задач – научиться определять частоты колебаний; нужно выяснить, как зависят эти величины от формы сосуда, в который заключена жидкость, и от количества этой жидкости, что является важным в решении проблемы колебания авиатоплива в топливном баке ВС.

Жидкость будем считать идеальной и несжимаемой. Ее движение описывается уравнениями Эйлера и уравнением неразрывности.

В прикладных задачах особое внимание уделяется потенциальным течениям. Это происходит потому, что любые движения идеальной однородной несжимаемой жидкости в поле силы тяжести, вызванные импульсивными силами или давлениями, являются потенциальными.

Используя уравнение неразрывности, найдем, что потенциал течения – функция $\varphi(x, y, z, t)$ гармоническая по координатам x, y, z , т. е. удовлетворяет уравнению Лапласа

$$\frac{\partial^2 \varphi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial z^2} = 0.$$

При описании потенциальных волновых движений жидкости функция $\varphi(x, y, z, t)$ удовлетворяет следующим условиям: на боковой поверхности чашки (см. рис. 1) Σ

$$\frac{\partial \varphi}{\partial n} = 0, \quad (1)$$

где n – внешняя нормаль к Σ ; на свободной поверхности жидкости S , то есть в плоскости x, y выбранной системы координат $Oxyz$ (см. рис. 1)

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial w}{\partial t} &= \frac{\partial \varphi}{\partial z}; \\ \frac{\partial \varphi}{\partial t} + gw &= 0. \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

Условия (2) содержат неизвестную функцию $z = w(x, y, t)$, которая описывает форму волны. Из условий (2) эта функция может быть исключена дифференцированием второго из этих условий по t . В результате получим

$$\frac{\partial^2 \varphi}{\partial t^2} + g \frac{\partial \varphi}{\partial z} = 0, \quad (3)$$

где g – ускорение свободного падения.

Если найдена функция φ , удовлетворяющая условиям (1) и (3), то форма волны определится выражением

$$w = -\frac{1}{g} \left(\frac{\partial \varphi}{\partial t} \right)_0. \quad (4)$$

Среди задач теории колебаний тяжелой жидкости особое место занимает задача о свободных (или собственных, или главных) колебаниях. Этим термином будем называть такие потенциальные течения жидкости, потенциал скоростей которых имеет вид

$$\varphi(P, t) = \Phi(P) \cos \sigma t, \quad (5)$$

где буквой P обозначена точка с координатами x, y, t . Число σ называется собственной частотой, Φ – потенциал колебания.

На основании равенства (4) форма поверхности волны главного колебания описывается функцией

$$w = \Psi(x, y) \sin \sigma t, \text{ где } \Psi = \frac{\sigma}{g} \Phi(x, y, 0).$$

Функция $\Phi(P)$ будет гармонической в объеме τ , ограниченном плоскостью $z=0$ (поверхность S) и поверхностью Σ (см. рис. 1). Она должна удовлетворять условиям: на боковой поверхности чашки Σ

$$\frac{\partial \Phi}{\partial n} = 0; \quad (6)$$

на свободной поверхности жидкости S

$$\frac{\partial \Phi}{\partial z} = \lambda \Phi, \quad (7)$$

где $\lambda = \sigma^2 / g$.

Задача определения функции Φ , гармонической в τ , и числа λ по условиям (6) и (7) называется основной линейной задачей.

Колебания жидкости в цилиндрическом сосуде

Выделим специально случай цилиндрической области, у которой образующая вертикальна, а дно горизонтально (рис. 2; h – высота цилиндра, S – свободная поверхность жидкости, которая совпадает с плоскостью x, y , выбранной системы координат $Oxyz$, $\mathbf{g}$ – вектор ускорения свободного падения, направленный вниз по оси z).

Рассмотрим сначала задачу о собственных колебаниях. Положим $\varphi(P, t)$ в виде (5).

Функция Φ гармоническая в τ . На дне она должна удовлетворять условию

$$\frac{\partial \Phi}{\partial z} = 0; \quad z = -h. \quad (8)$$

Легко проверить, что условие (8) будет выполнено, если функцию Φ представить в виде

$$\Phi = \chi(x, y) \operatorname{ch} \kappa(z+h), \quad (9)$$

где ch – гиперболический косинус. Функция Φ удовлетворяет условию (9) каково бы ни было число κ . Функция Φ удовлетворяет условию (8), каково бы ни было число κ .

Подставляя выражение (9) в уравнение Лапласа, найдем, что функция χ удовлетворяет уравнению

$$\Delta_{x,y} \chi + \kappa^2 \chi = 0. \quad (10)$$

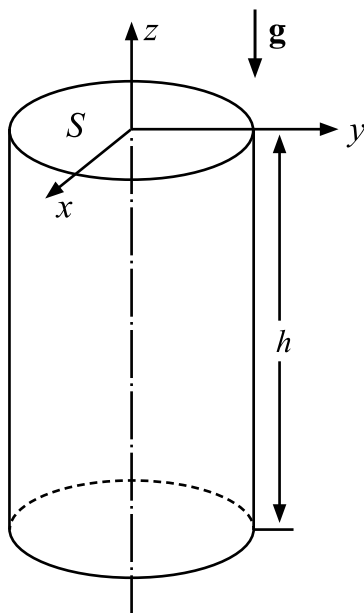


Рис. 2. Цилиндр с жидкостью

Здесь $\Delta_{x,y}$ – двумерный оператор Лапласа. Для того, чтобы было удовлетворено условие не протекания через боковую поверхность цилиндра (см. рис. 2), т. е. для того, чтобы на этой поверхности $\frac{\partial \Phi}{\partial n} = 0$, функция χ должна на L (граница области S) удовлетворять граничному условию

$$\frac{\partial \chi}{\partial n} = 0. \quad (11)$$

Краевая задача (10), (11) имеет решения только при исключительных значениях параметра κ , которые называются собственными числами этой задачи. Эти числа, которые обозначаются через κ_m , образуют дискретную неограниченно возрастающую последовательность. Соответствующие им решения $\chi_m(x, y)$ называются собственными функциями. Таким образом, потенциал m -го главного колебания будет иметь вид

$$\varphi_m(x, y, z, t) = \chi_m(x, y) \operatorname{ch} \kappa_m(z+h) \cos \sigma_m t, \quad (12)$$

где σ_m пока еще не определено. Функция (11) является гармонической и удовлетворяет условиям непротекания на Σ . Для того, чтобы удовлетворить условию постоянства давления на S , необходимо надлежащим образом выбрать собственную частоту – число σ_m , в результате вычислений получаем

$$\sigma_m^2 = g \kappa_m^2 \operatorname{th} \kappa_m h. \quad (13)$$

Найдем форму свободной поверхности, соответствующую этому главному колебанию. Используя динамическое условие, получим ее уравнение в виде

$$w_m = -\frac{1}{g} \left(\frac{\partial \varphi_m}{\partial t} \right)_{t=0} = \frac{\sigma_m}{g} \chi_m(x, y) \operatorname{ch} \kappa_m h.$$

Таким образом, главные формы колебаний жидкости в цилиндрическом сосуде – это собственные функции краевой задачи (10)–(11), они не зависят от глубины жидкости, а собственные частоты однозначно определяются собственными числами этой задачи и глубиной жидкости согласно формуле (13).

Дискретизация оператора Лапласа. В круге $\Gamma: \{\zeta = re^{i\theta}, r < 1\} \in R^2$ с границей $r = 1$ рассмотрим задачи:

$$\Delta u(\zeta) + f(\zeta) = 0, \zeta \in \Gamma, \quad (14)$$

$$u|_{r=1} = 0, \quad (15)$$

$$\left. \frac{\partial u}{\partial n} \right|_{r=1} = 0, \quad (16)$$

(14), (15) – задача Дирихле; (14), (16) – задача Неймана.

Здесь функция $f(\zeta)$ либо задана, либо $f(\zeta) = \lambda u(\zeta)$, – спектральный параметр, и в этом случае имеем задачу на собственные значения для оператора Лапласа в круге. В дальнейшем будем считать, что f – гладкая функция.

Обозначим через $K(\zeta, \xi)$ функцию Грина оператора Лапласа в круге с краевым условием Дирихле. Из (14) имеем

$$u(\zeta) = - \int_{|\xi| \leq 1} K(\zeta, \xi) f(\xi) d\xi + \int_0^{2\pi} K_0(\zeta, \theta) \hat{\psi}(\theta) d\theta, \quad (17)$$

Здесь $K_0(\zeta, \theta)$ – ядро Пуассона, $\hat{\psi}(\theta)$ – значение u на границе. Для задачи Дирихле, которая рассматривается в этом параграфе, $\hat{\psi}(\theta) = 0$, а для задачи Неймана $\hat{\psi}(\theta)$ должна быть выбрана с учетом краевого условия (16).

Подставим интерполяционную формулу для функции $f(\zeta)$, $\zeta = r \exp(i\theta)$ из [3] в (17) (L_{vl} – фундаментальные функции применяемой интерполяции, в круге выбирается сетка из M окружностей по $N = 2n + 1$ точек на каждой окружности) и, проведя аналитические вычисления интегралов, получим

$$u(\zeta) = \sum_{l=0}^{2n} \sum_{v=1}^m H_{vl}(\zeta) z_{vl} f_{vl} + R_M(\zeta, F), \quad R_M(\zeta; f) \text{ – погрешность дискретизации,}$$

$$H_{vl}(\zeta) = - \int_{|\xi| \leq 1} K(\zeta, \xi) L_{vl}(\xi) d\xi, \quad \xi = r \exp(i\theta). \quad (18)$$

Если ζ в (18) пробегает узлы интерполяции, то получаем конечномерную задачу вида

$$\mathbf{u} = H\mathbf{f} + \hat{\mathbf{R}}. \quad (19)$$

Здесь, не опасаясь путаницы, $\mathbf{u}$ обозначает вектор-столбец, компоненты которого содержат значения искомого решения (собственной функции) в узлах сетки; $\mathbf{f}$ – либо заданный вектор-столбец, компоненты которого содержат значения соответствующей функции в узлах сетки, либо $\mathbf{f} = \lambda \mathbf{u}$; H – матрица размера $M_t \times M_t$, $M_t = MN$, получаемая из соотношения (18), когда ζ пробегает узлы сетки; $\hat{\mathbf{R}}$ – вектор погрешности дискретизации, содержащий значения функции $R(\zeta; f)$ в узлах сетки. Отбрасывая в (19) погрешность дискретизации $\hat{\mathbf{R}}$, получаем приближенную конечномерную задачу. Возмущение, вносимое в собственное значение отбрасыванием погрешности дискретизации, оценено в [3].

Теорема 1. Матрица H имеет следующий блочный вид:

$$H = \begin{bmatrix} h_{11} & h_{12} & \dots & h_{1m} \\ h_{21} & h_{22} & \dots & h_{2m} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ h_{m1} & h_{m2} & \dots & h_{mm} \end{bmatrix},$$

где $h_{\mu\nu}$, $\mu, \nu = 1, 2, \dots, M$ – симметричные циркулянты размера $N \times N$, $N = 2n + 1$, т. е. матрицы, первая строка которых имеет вид: $b_0, b_1, \dots, b_n, b_n, \dots, b_1$, а остальные строки получаются

из первой циклической перестановкой. Для краткости будем называть матрицы такого вида h -матрицами.

Таким образом, в матрице H всего $M^2(n+1)$ различных элементов. Например, для матрицы размера 104×104 (8 окружностей по 13 точек) нужно хранить 448 элементов, а для матрицы 1230×1230 (30 окружностей по 41 точке) нужно хранить 18900 элементов.

Теорема 2. Пусть H – действительная h -матрица, тогда эта матрица ортогонально подобна блочно-диагональной матрице

$$\Lambda = \text{diag}(\Lambda_0, \Lambda_1, \dots, \Lambda_{2n}),$$

где Λ_j – матрица размера $m \times m$, элемент (k, l) которой есть j -е собственное значение матрицы h_{kl} :

$$\lambda_j = b_0 + 2 \sum_{p=1}^n b_p \cos(p\varphi_j), \quad \varphi_j = 2\pi j/N, \quad j=0, 1, \dots, 2n,$$

где $b_0, b_1, \dots, b_n$ – первые элементы первой строки матрицы h_{kl} , причем $\Lambda_j = \Lambda_{N-j}$, $j=1, 2, \dots, n$, т. е. среди клеток Λ_j все парные, кроме Λ_0 . Собственные векторы матрицы H можно представить в виде

$$\mathbf{y}_v^{(k)} = \mathbf{c}_v^{(k)} \otimes x^{(k)}, \quad (20)$$

где $x^{(k)} = [1, \exp(ik\varphi_1), \dots, \exp(ik\varphi_{2n})]$, $\varphi_j = 2\pi j/N$, $k=0, 1, \dots, 2n$, а $\mathbf{c}_v^{(k)}$, $v=1, 2, \dots, m_1$, $m_1 \leq M$ – собственный вектор матрицы Λ_k .

Следствие.

$$H = \frac{2}{N} \sum_{k=0}^n \Lambda_k \otimes h_k, \quad H^{-1} = \frac{2}{N} \sum_{k=0}^n \Lambda_k^{-1} \otimes h_k, \quad (21)$$

где штрих у знака суммы означает, что слагаемое при $k=0$ берется с коэффициентом $1/2$; Λ_k , $k=0, 1, \dots, n$ – матрица размера $m \times m$, h_k , $k=0, 1, \dots, n$ – матрица размера $N \times N$:

$$h_{kij} = \cos k \frac{2\pi(i-j)}{N}, \quad i, j=1, 2, \dots, N.$$

$\otimes$ обозначает кронекерово произведение матриц. Доказательство этих теорем см. в [3].

Построение клеток h -матрицы с использованием дискретизации уравнений Бесселя

Рассмотрим спектральную задачу Дирихле для оператора Лапласа. Известно, что в круге собственные функции $u_{kj}(r, \theta)$ и собственные значения l_{kj} связаны соотношением

$$u_{kj}(r, \theta) = J_k(\sqrt{l_{kj}}r) \exp(ik\theta), \quad k=0, 1, \dots, j=1, 2, \dots \quad (22)$$

Из краевого условия следует, что $\sqrt{l_{kj}}$ есть j -й нуль функции Бесселя J_k , причем l_{0j} – простые собственные значения, а остальные двукратные. Смысл теоремы 2 состоит в том, что соответствующая конечномерная задача наследует описываемые ниже свойства.

1. Двумерная задача на собственные значения для оператора Лапласа в круге разделением переменных сводится к одномерным задачам (уравнениям Бесселя); матрица H ортогонально подобна блочно-диагональной матрице Λ , и вычисление ее собственных значений сводится к вычислению собственных значений матриц Λ_j , $j=0, 1, \dots, n$ размера $M \times M$ (M – число узлов сетки по радиусу).

2. Часть собственных значений оператора Лапласа с краевым условием Дирихле простые, а остальные – двукратные; это верно и для соответствующей матрицы H : собственные значения матриц Λ_0 простые, и, т. к. $\Lambda_j = \Lambda_{N-j}$, $j=1, 2, \dots, n$, то остальные собственные значения двукратные.

3. Наследуется вид собственных функций (сравните (20) и (22)).

4. k -ому уравнению Бесселя, решением которого является функция $J_k(\sqrt{\lambda_{kj}}r)$, соответствует клетка Λ_k в блочно-диагональной форме матрицы H , т. е. собственные значения μ_{kj} этой матрицы являются приближениями для λ_{kj}^{-1} ; а собственные векторы матрицы Λ_k : $\mathbf{y}_j = (\mathbf{y}_{j1} \dots \mathbf{y}_{jM})'$ – удовлетворяют приближенному равенству $\mathbf{y}_{jp} \approx \text{const} J_k(\sqrt{\lambda_{kj}}r_p)$, r_p – радиус p -й окружности сетки в круге.

Итак, вычисляя собственные векторы и собственные значения матрицы H , получаем приближенные выражения для функций Бесселя и их нулей. Обратно, имея алгоритм вычисления функций Бесселя и таблицы их нулей, можно построить соответствующие матрицы Λ_k , $k=0,1,\dots,n$, а затем и матрицу H .

Вычислить матрицы Λ_k можно также, проведя дискретизацию соответствующих уравнений Бесселя:

$$-[V''(r) + (1/r)V'(r)] + (k/r)2V(r) = V(r), \quad V(1)=0, \quad |V(0)| < \infty$$

на сетке r_v , $v=1,2,\dots,M$.

В результате численных экспериментов выбран следующий способ построения матриц Λ_k :

1). Матрицы Λ_0 и Λ_1 вычисляются по методике, описанной выше, а затем вычисляются обратные к этим матрицам Λ_0^{-1} и Λ_1^{-1} ; таблицы этих массивов при $M=3,5,7,9$ приведены в [4];

2). $\Lambda_{2k-1} = \Lambda_0^{-1} + 4k^2 R$, $\Lambda_{2k+1} = \Lambda_1^{-1} + 4k(k+1)R$, $k=1,2,\dots,n$; $R = \text{diag}(r_1^{-2}, \dots, r_m^{-2})$ – диагональная матрица.

После вычисления этих матриц приближенное вычисление для H^{-1} получается по формуле (21).

Итак, построена матрица дискретного оператора $-\Delta$ в круге с краевым условием Дирихле. Случай произвольной области сводится к кругу при помощи конформного отображения [3].

Окончательно для построения матрицы дискретной задачи Дирихле для оператора Лапласа в круге требуется хранить два небольших массива чисел, т. е. все громоздкие вычисления затабулированы, и матрица H^{-1} вычисляется по простой формуле (21). В [4] для построения h -матрицы H^{-1} приведены две небольшие подпрограммы на языке ФОРТРАН: HMATR (41 оператор) и RASPAK (35 операторов). Заметим, что матрица H используется для вычисления матрицы дискретной задачи в бигармонической проблеме.

Задача Неймана. Для построения матрицы конечномерной задачи (14), (16) используется массив H , т. е. матрица дискретной задачи Дирихле, см. [3] и программу автора¹.

Заключение

Задача о свободных колебаниях идеальной тяжелой жидкости в цилиндрическом сосуде сводится к проблеме собственных значений для двумерного оператора Лапласа в круге. Для ее решения построен эффективный численный алгоритм без насыщения, который обладает экспоненциальной скоростью сходимости, в отличие от разностных методов и метода конечных элементов, в которых сходимость только степенная.

Краткое изложение основ теории не насыщаемых численных методов содержится в [5]. Отметим, что исследования в вычислительной математике в этом направлении недостаточно пропагандировались в России и мире и до сих пор за рубежом практически неизвестны. Подтверждением тому служит тот факт, что уже в наши дни началось фактическое «переоткрытие» (по-видимому, независимое) этих же вычислительных методов на Западе – под названием «спектральных» методов (S. Orszag, D. Gotlieb [6], E. Tadmor, США), а также в виде современных (h - p)

¹ Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2012617739 / С. Д. Алгазин. Вычисление собственных чисел и собственных функций оператора Лапласа (Lap123) Зарегистрирована в Реестре программ для ЭВМ 27 августа 2012 г. 18 с.

специализаций метода конечных элементов (О. Widlund [7], США и S. Schwab [8, 9], Швейцария), в которых при измельчении сетки (т. е. при $h \rightarrow 0$) одновременно увеличивается степень p полиномов, используемых при аппроксимации функций внутри одного конечного элемента. Остается лишь сожалеть, что к этому моменту работы К. И. Бабенко и его учеников оказались практически забыты.

Выше построен алгоритм, в котором громоздкие вычисления затабулированы в виде таблиц небольшого объема, а сама программа построения матрицы конечномерной задачи очень компактна. Решение алгебраической проблемы собственных значений осуществляется свободно распространяемым пакетом EISPACK. Таким образом, решена задача табулирования собственных частот идеальной тяжелой жидкости в цилиндрическом сосуде.

Полученные результаты применимы для исследования объектов инфраструктуры авиатопливообеспечения ВС гражданской авиации, для решения задач проектирования и эксплуатации гидравлических, топливных или масляных систем ВС и иных аспектов авиационной деятельности.

Работа выполнена по теме государственного задания № АААА-А20-120011690132-4.

Список источников

1. Жуков К. А., Углов Б. Д. Топливные и масляные системы летательных аппаратов: учеб. пособие. Куйбышев: Куйбышев. авиац. ин-т., 1990. 101 с.
2. Моисеев Н. Н., Петров А. А. Численные методы расчета собственных частот колебаний ограниченного объема жидкости // Математические методы в динамике космических аппаратов. Выпуск 3. Москва: Вычислительный центр АН СССР, 1986. 269 с.
3. Алгазин С. Д. Численные алгоритмы без насыщения в классических задачах математической физики. Изд. 4, перераб. Москва: URSS, 2019. 216 с.
4. Алгазин С. Д. О табулировании собственных значений двумерного оператора Лапласа // Препринт ИПМ. 1982. № 54. 15 с.
5. Бабенко К. И. Основы численного анализа. Москва: Наука, 1986. 744 с.
6. Orszag S. A., Gotlib D., *Numerical Analysis of Spectral Methods. Theory and Applications*, Philadelphia, Society for industrial and applied mathematics, 1977, 169 p.
7. Toselli A., Widlund O., *Domain Decomposition Methods – Algorithms and Theory*, *Springer Series in Computational Mathematics*, Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2005, 450 p.
8. Schwab C., *P- and hp-Finite Element Methods: theory and application to solid and fluid mechanics*, Oxford University, 1998.
9. Schwab C., Suri M., Xenophontos C., The hp-finite element method for problems in mechanics with boundary layers, *Seminar fur Angewandte Mathematik Eidgenossische Technische Hochschule CH-8092, Zurich, Switzerland*, Research Report No. 96-20, 1996.

References

1. Zhukov K. A., Uglov B. D., *Toplivnye i maslyanye sistemy letatel'nykh apparatov [Fuel and oil systems of aircraft]*, Manual, Kujbyshev, Kujbyshev aviation institute Publ., 1990, 101 p. (In Russ.)
2. Moiseev N. N., Petrov A. A. Numerical methods of calculation of natural frequencies of fluctuations of limited volume of liquid // *Mathematical methods in dynamics of spacecrafts. Issue 3*, Moscow, Computer center of Academy of Sciences of the USSR Publ., 1986, 269 p. (In Russ.)
3. Algazin S. D., *Chislennyye algoritmy bez nasyscheniya v klassicheskikh zadachakh matematicheskoy fiziki [Numerical algorithms without saturation in classical problems of mathematical physics]*, 4 ed., revised, Moscow, URSS Publ., 2019, 216 p. (In Russ.)

4. Algazin S. D., On tabulation of proper values of the two-dimensional operator Laplace, *Preprint IPM*, 1982, no. 54, 15 p. (In Russ.)
5. Babenko K. I., *Osnovy chislennogo analiza [Basics of numerical analysis]*, Moscow, Nauka Publ., 1986, 744 p. (In Russ.)
6. Orszag S. A., Gotlib D., *Numerical Analysis of Spectral Methods. Theory and Applications*, Philadelphia, Society for industrial and applied mathematics, 1977, 169 p.
7. Toselli A., Widlund O., Domain Decomposition Methods – Algorithms and Theory, *Springer Series in Computational Mathematics*, Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2005, 450 p.
8. Schwab C., *P- and hp-Finite Element Methods: theory and application to solid and fluid mechanics*, Oxford University, 1998.
9. Schwab C., Suri M., Xenophontos C., The hp-finite element method for problems in mechanics with boundary layers, *Seminar fur Angewandte Mathematik Eidgenossische Technische Hochschule CH-8092, Zurich, Switzerland*, Research Report No. 96-20, 1996.

Информация об авторе

Алгазин Сергей Дмитриевич, доктор физико-математических наук, ведущий научный сотрудник, Институт проблем механики им. А .Ю. Ишлинского РАН, Москва, Россия, algazinsd@mail.ru

Author information

Algazin Sergey D., Doctor of Sciences (Physics and Mathematics), Leading Researcher, Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia, algazinsd@mail.ru

*Статья поступила в редакцию 04.05.2022; одобрена после рецензирования 29.07.2022; принята к публикации 05.08.2022.
The article was submitted 04.05.2022; approved after reviewing 29.07.2022; accepted for publication 05.08.2022.*

Научная статья

УДК 629.735.017.1:623.746-519

ОРГАНИЗАЦИОННО-ТЕХНИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ БЕСПИЛОТНЫХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Ю. И. САМУЛЕНКОВ¹, Н. Б. КИРИЛЛОВА², С. С. ДАЛЕЦКИЙ³, Р. М. РОГОЗИН¹¹ *Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия*² *Федеральное агентство воздушного транспорта, Москва, Россия*³ *Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия*

Аннотация. В современных условиях развитие беспилотных авиационных систем получило новый импульс в связи с рядом неоспоримых преимуществ перед пилотируемыми воздушными судами. Перевозка пассажиров беспилотными воздушными судами в ближайшем будущем вряд ли найдет применение, однако использование беспилотников при перевозке грузов, пожаротушении, для оперативной доставки проб нефти с отдаленных месторождений, выполнения авиационных работ целесообразно и оправданно. Вместе с тем широкому использованию беспилотных авиационных систем препятствует несовершенство нормативно-правовой и нормативно-технической базы, отсутствие эффективной потребной авиационной инфраструктуры, трудности с подготовкой авиационного персонала. На сегодняшний день не в полной мере отработаны вопросы поддержания летной годности беспилотных воздушных судов, на начальном этапе проработки находятся единичные заявки на сертификацию типовой конструкции беспилотных авиационных систем, разработчиков и изготовителей беспилотных авиационных систем и их компонентов. Использование беспилотных авиационных систем нужно сделать как можно более автономным, увеличить максимальную полетную массу и массу перевозимого груза, улучшить показатели долговечности беспилотников, обеспечить интенсивное использование. Требуют проработки вопросы одновременных полетов пилотируемых и беспилотных воздушных судов в едином воздушном пространстве Российской Федерации. Широкое применение беспилотных воздушных судов требует прогнозирования и оценки рисков, анализа факторов опасности и разработки мероприятий по снижению рисков до приемлемого уровня; следует разработать численные показатели безопасности полетов. Эти вопросы требуют детальной проработки на основе современных знаний о технической эксплуатации воздушных судов с использованием различных математических методов.

Ключевые слова: беспилотные воздушные суда, имитационное математическое моделирование, нормы летной годности, сертификация воздушных судов

Для цитирования: Самуленков Ю. И., Кириллова Н. Б., Далецкий С. С., Рогозин Р. М. Организационно-технические аспекты обеспечения летной годности беспилотных воздушных судов // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 39. С. 60–71.

ORGANIZATIONAL AND TECHNICAL ASPECTS OF ENSURING THE AIRWORTHINESS OF UNMANNED AIRCRAFT

YU. I. SAMULENKOV¹, N. B. KIRILLOVA², S. S. DALETSKY³, R. M. ROGOZIN¹¹ *Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia*² *Federal Air Transport Agency, Moscow, Russia*³ *The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia*

Abstract. In modern conditions, the development of unmanned aircraft systems has received a new impetus, due to a number of undeniable advantages over manned aircraft. The transportation of passengers by unmanned aircraft is unlikely to find application in the near future, however, the use of drones in cargo transportation, fire fighting, for the prompt delivery of oil samples from remote fields, and the performance of aviation work is expedient and justified. At the same time, the widespread use of unmanned aircraft systems is hindered by the imperfection of the legislation and regulatory framework, the lack of an effective required aviation infrastructure, difficulties with the training of aviation personnel. To date, the issues of maintaining the continued airworthiness of unmanned aircraft have not been fully worked out, there are few applications for type certification of unmanned aircraft systems at the initial stage of consideration, developers and manufacturers of unmanned aircraft systems. The use of unmanned aircraft systems should be made as autonomous as possible, to increase the maximum flight weight and the weight of the cargo being transported, to improve the service life of drones, and to ensure intensive use. The issues of simultaneous flights of manned and unmanned aircraft in the unified airspace of the Russian Federation require consideration. The widespread use of unmanned aircraft requires forecasting and risk assessment, analysis of hazard factors and development of measures to reduce risks to an acceptable level, numerical flight safety indicators should be developed. These issues require detailed study based on modern knowledge about the technical operation of aircraft using various mathematical methods.

Keywords: unmanned aircraft, simulation mathematical modeling, airworthiness standards

For citation: Samulenkov Yu. I., Kirillova N. B., Daletsky S. S., Rogozin R. M., Organizational and technical aspects of ensuring the airworthiness of unmanned aircraft, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2022, no. 39, pp. 60–71. (In Russ.)

Введение

Организационно-технические аспекты обеспечения летной годности беспилотных воздушных судов (БВС) заключаются прежде всего в рациональной оценке и формировании требований к выбору целей и задач при проектировании, производстве и эксплуатации БВС.

Действующие нормы летной годности (НЛГ) авиационной техники (АТ) представляют собой перечень минимальных требований, свод правил, выполнение которых позволяет обеспечивать заданный уровень эффективности и безопасности полетов (БП). К НЛГ относятся требования к летно-техническим характеристикам, конструкции ВС, характеристикам функциональных систем, ожидаемые условия эксплуатации (ОУЭ). Доказательство соответствия действующим НЛГ является обязательным для допуска типа ВС к серийному производству и эксплуатации. Вместе с тем, строгая формализация в данном вопросе может привести к значительным ограничениям в развитии АТ. Поэтому в НЛГ по мере развития науки, техники и практики эксплуатации постоянно совершенствуются.

Каждое требование НЛГ очень тщательно формулируется, чтобы в дальнейшем не стать тормозом для развития авиации, а для его исключения из НЛГ требуются достоверные доказательства, что оно уже не является необходимым.

Основными функциональными системами любого ВС являются: планер, силовая установка, система управления ВС, взлетно-посадочные устройства, пилотажно-навигационное, радиотехническое и электротехническое оборудование, системы жизнеобеспечения и спасения.

Формируются НЛГ на основе опыта создания, испытаний и эксплуатации ВС.

Использование БВС определяется в первую очередь целевым назначением: перевозка грузов; противопожарные работы; фото- и видеосъемка; измерение уровня радиации, температуры; патрулирование автодорог; обследование автомобильных и железных дорог, линий электропередач, газопроводов; выявление незаконной деятельности (вырубка лесов, несанкционированные свалки); сельскохозяйственные работы (оценка состояния посевов, опыление растений, посадка семян, внесение удобрений); поисково-спасательные работы.

Широкому применению БВС препятствуют недостаточные темпы совершенствования нормативно-правовой и нормативно-технической базы, в том числе НЛГ, недостаточно проработанные вопросы проектирования, производства и эксплуатации планера, функциональных систем, силовой установки¹. Также не в полной мере проработаны вопросы выбора критериев категорирования БВС, не определены дифференцированные требования к авиационному персоналу и его подготовке в соответствии с установленными критериями и классификацией воздушного движения.

Нормирование летной годности пилотируемых и беспилотных воздушных судов

Нормативно-правовая и нормативно-техническая база проектирования, изготовления и эксплуатации БВС включает международные и национальные документы и зачастую базируется на нормах и правилах для пилотируемых ВС. Это вполне обоснованно, но существует многочисленные отличия в подходах на всех этапах жизненного цикла.

Пилотируемые и беспилотные ВС имеют много общего в плане обеспечения летной годности (ЛГ). Большинство оценок БВС основывается на требованиях к пилотируемым ВС.

Многие действующие международные стандарты и рекомендуемая практика SARPS (Standards and Recommended Practices) для пилотируемых ВС применимы к БВС, другие могут потребовать изменения их интерпретации или использования новых подходов [1].

Например, отсутствие экипажа и пассажиров на борту ВС не требует разработки, сертификации, установки привязных ремней и другого аварийно-спасательного оборудования. Вместе с тем для надежного функционирования пилотажно-навигационных, радиотехнических, электротехнических систем требуются системы кондиционирования воздуха и автоматического регулирования давления, но, очевидно, в меньшем объеме, нежели для пилотируемых ВС.

Для апробации применения беспилотных авиационных систем (БАС) в контролируемом воздушном пространстве в настоящее время используется экспериментально-правовой режим использования воздушного пространства в Российской Федерации.

В нормативно-правовой базе Российской Федерации предусмотрено понятие экспериментально-правового режима (ЭПР) [2]. В частности, в Федеральном законе 258-ФЗ [2] указывается, что ЭПР устанавливается на определенной территории без обязательных требований к объекту разрешительной деятельности. Порядок установления и период действия ЭПР определяются в соответствии с федеральными законами, в которых определены цели и принципы ЭПР в сфере цифровых инноваций, указан круг участников ЭПР, регулирование отношений, связанных с их установлением и реализацией, в том числе изменением, приостановлением, прекращением, мониторингом, оценкой их эффективности и результативности [2].

В соответствии с 258-ФЗ ЭПР могут устанавливаться при проектировании, производстве и эксплуатации транспортных средств, в том числе высокоавтоматизированных транспортных средств и БВС, аттестации их операторов, предоставлении транспортных и логистических услуг.

Реестр [3] ЭПР в сфере цифровых инноваций ведет Минэкономразвития России и размещает его на своем официальном сайте в информационно-телекоммуникационной сети «Интернет» в соответствии с пунктом 3 части 1 статьи 19 258-ФЗ [2]. Например, АО «НЦВ Миль и Камов» получило положительное заключение Минэкономразвития России о возможности установления ЭПР на территории Томской области в соответствии с инициативным предложением.

В нормативных документах ИКАО указывается, что до сих пор не в полной мере решены проблемы проектирования, производства и эксплуатации БАС, отсутствуют НЛГ к БВС и дифференцированные требования к авиационному персоналу [4].

¹ Концепция интеграции беспилотных ВС в единое воздушное пространство РФ. Утверждена распоряжением Правительства РФ от 5 октября 2021 г. № 2806-р.

Классификация и категорирование БВС и БАС

Известно, что классификация объекта исследования путем выделения наиболее существенных однородных (гомогенных) или разнородных (гетерогенных) признаков является одним из фундаментальных методов научного познания бытия. Такой подход позволяет всесторонне исследовать изучаемый объект, более глубоко проникнуть в его сущность путем определения состава, свойств, внутренних и внешних связей, путей использования объекта использования.

БВС классифицируются² по максимальной взлетной массе (рис. 1), дальности и продолжительности полета (табл. 1), типу конструкции и принципу полета, методам взлета и посадки, типу силовой установки и назначению.

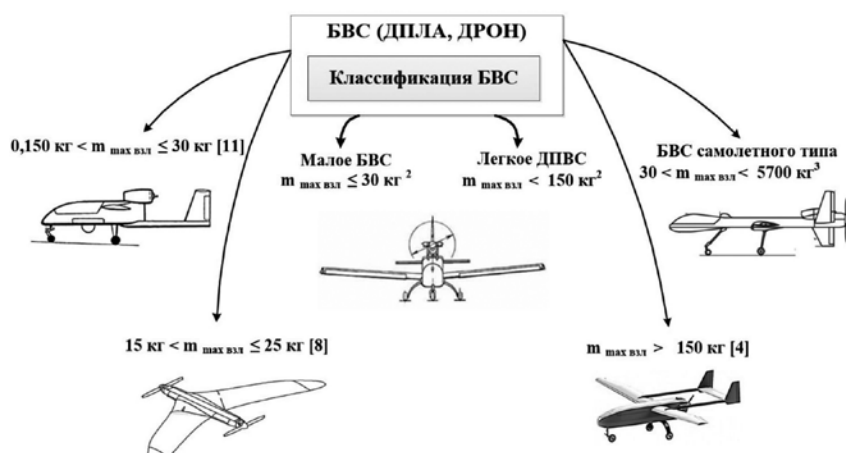


Рис. 1. Классификация БВС по максимальной взлетной массе

На сегодня в России модельный ряд БВС составляет более 250 единиц, из них около 70 % составляют БВС самолетного типа и 30 % вертолетного типа (рис. 2, а) [5]. БВС самолетного типа с максимальной взлетной массой менее 150 кг составляют 78 %, из них большая часть (49 %) приходится на ВС с максимальной взлетной массой менее 25 кг. Это объясняется отсутствием требований сертификации БВС данной категории, низкой стоимостью, высокой доступностью, простотой эксплуатации и многофункциональностью – возможностью применения и в военном, и в гражданском секторах.

В соответствии с требованиями отечественных документов каждое БВС с максимальной взлетной массой более 30 кг должно иметь сертификат ЛГ [6].

В рекомендательных документах ИКАО [1, 4, 8] в настоящее время не существует требований к ЛГ для БВС максимальной взлетной массой более 25 кг. Предлагается для получения сертификата типа БВС разработчику определять опасности, связанные с ОУЭ и связанные с ними последствия и иметь план по снижению этих рисков [3]. Если масса БВС превышает 25 кг, необходимо сертифицировать ВС. Если у БВС масса от 15 кг до 25 кг, не требуется сертификация типа БВС, но требуется, чтобы БВС было сконструировано или проверено и одобрено авиационной организацией, которая сертифицирована Уполномоченным органом [8].

В соответствии с [8] для безопасного функционирования БВС необходимо:

- полеты выполнять только в светлое время суток, уступая трассу пилотируемым ВС;
- визуально контролировать БВС (через бинокль, монитор или смартфон);
- полеты выполнять на высоте 120 м (400 футов) или ниже над уровнем земли;
- знать ограничения воздушного пространства, действующие в районе полетов;

² ГОСТ Р 57258-2016. Системы беспилотные авиационные. Термины и определения. Москва: Стандартинформ, 2018. 12 с.

Таблица 1

Классификация БВС по версии ассоциации «UVS International»

Категория	Обозначение в мире	Обозначение	Наименование	Взлетная масса, кг	Радиус действия, км	Практический потолок, м	Время полета, ч
I		η	Нано	<0,25	<1	100	<1
		μ	Микро	<5	<10	3 000	1
	Mini	Мини	Мини	<25	10–25	3 000	≤2
II	CR	БлД	Ближнего действия 1	25–50	25–70	3 000	2–4
			Ближнего действия 2	50–150	50–100	3 000	≤4
III	SR	МД	Малой дальности	≤200	≤150	4 000	6–8
	MR	СД	Средней дальности	≤500	200	8 000	10–12
IV	MRE		Средней дальности с большой продолжительностью полета (СД-БПП)	500	500	8 000	10–18
	LADP		Маловысотный большой дальности	250–2500	250	4000	1,5–2
V	LALE	БД	Маловысотный большой продолжительности полета (МБД-БПП)	250–2500	≥250	≤4000	1,5–2
VI	MALE		Средневысотный большой продолжительности полета (СБД-БПП)	≥1000	>1000	8000	18
VII	HALE		Высотный большой продолжительности полета (ВБД-БПП)	≥2500	>4000	20000	>24
VIII	UCAV	Б	Беспилотный ударный (Б-У)	>1000	>500	12000	1,5–2
	DEC		Ложная цель (Б-Л)	150–500	0–500	50–5000	<4
	TGT		Воздушная мишень (Б-М)	10–10000	5–200	50–10000	>0,5
IX	OPA	ОП	Пилотируемый по выбору ЛА	>200			
	CMA	ПП	Переоборудованный пилотируемый ЛА				

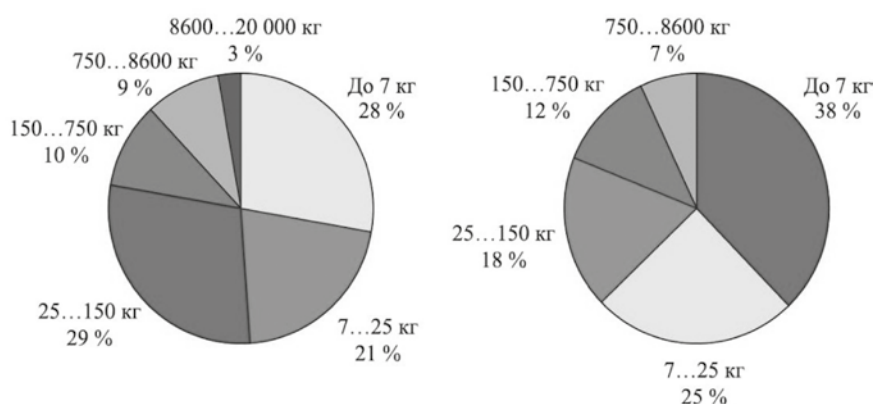


Рис. 2. Диаграмма распределения по взлетной массе российских БВС:
а) - самолетного типа, б) - вертолетного типа

- летать не ближе 4 км от любого аэродрома (если не соблюдены определенные условия);
- получить разрешение управления воздушным движением (УВД), выданное местным подразделением УВД, для полетов в контролируемом воздушном пространстве.

Рекомендуется оценивать необходимость и объем ремонта, которые могут потребоваться для продолжения безопасных полетов, и эксплуатировать БАС в соответствии с руководством по эксплуатации или инструкциями, предоставленными изготовителем.

Формирование НЛГ тяжелых БВС большой продолжительности полета

ЛГ гражданского ВС, авиационного двигателя, воздушного винта – состояние ВС, авиационного двигателя, воздушного винта, при котором они соответствуют типовой конструкции и способны обеспечивать их безопасную эксплуатацию [6].

БАС должны быть спроектированы и изготовлены таким образом, чтобы в ОУЭ при действиях внешнего экипажа в соответствии с летным руководством каждое отказное состояние (функциональный отказ, вид отказа системы) БАС оценивалось³:

а) как практически невероятное, если оно приводит к возникновению катастрофической ситуации.

б) крайне маловероятное, если оно приводит к возникновению аварийной ситуации;

в) маловероятное, если оно приводит к возникновению сложной ситуации;

г) вероятное, если оно приводит к усложнению условий полета.

При необходимости количественной оценки суммарной вероятности возникновения события с БВС должны использоваться указанные ниже значения:

- частые – более 10^{-3} ;

- вероятные – в диапазоне 10^{-3} – 10^{-5} ;

- невероятные (редкие) – в диапазоне 10^{-5} – 10^{-7} ;

1) маловероятные – в диапазоне 10^{-5} – 10^{-6} ;

2) крайне маловероятные – в диапазоне 10^{-6} – 10^{-7} ;

- практически невероятные – менее 10^{-7} .

Вероятности возникновения особых ситуаций устанавливаются как средний риск на час полета БВС в составе рассматриваемой БАС, продолжительность которого равна среднему времени полета по типовому профилю³.

К наиболее опасным факторам, возникающим при летной эксплуатации БАС, относятся разрушение БВС в полете, столкновение с землей и другими летательными аппаратами. Кроме того, при падении БВС либо его элементов возможно нанесение вреда жизни или здоровью людей.

При формировании сертификационного базиса БВС кроме НЛГ следует учитывать классификацию и категорирование БВС [9]. В международной практике учитывается кинетическая энергия БВС, взлетная масса, радиус действия, практический потолок, продолжительность полета, например, ассоциацией «UVS International» (см. табл. 1).

Один из способов определения катастрофической ситуации с БВС предложен в [9]:

$$P=0,36(S/m_0^2)^{2/3},$$

где P – вероятность катастрофы/летный час; S – площадь крыла, m^2 ; m_0 – максимальная взлетная масса, кг.

Расчеты позволяют сформировать вероятность возникновения катастрофической ситуации с БВС в полете с различной максимальной взлетной массой (табл. 2).

³ ГОСТ Р 59751-2021. Беспилотные авиационные системы с БВС самолетного типа. Требования к летной годности. Москва: Российский институт стандартизации, 2021. 126 с.

Таблица 2

Вероятность возникновения катастрофической ситуации с БВС различной взлетной массой

Тип БВС	Масса, кг	Нагрузка на крыло, кг/м ²	Базовая площадь крыла, м ²	Зона разрушения, м ²	Вероятность возникновения катастрофы
UCAV	25000	400	63	1293	$8 \cdot 10^{-6}$
HALE	20000	200	100	702	$1 \cdot 10^{-5}$
HALE	8600	200	43	400	$3 \cdot 10^{-5}$
MALE	5700	100	57	192	$5 \cdot 10^{-5}$

В нормативно-правовой базе России по БАС предложена классификация⁴ по максимальной взлетной массе БВС в составе БАС (от 0,25 кг до 30 кг включительно; более 30 кг), по достигаемой БВС в полете кинетической энергии (100 Дж и менее; более 100 Дж.), по эксплуатационному назначению (в личных целях и для выполнения авиационных работ), по условиям видимости (прямая радиовидимость; отсутствие прямой радиовидимости). Кроме того, введены категории: открытая категории А, специальная категория В, сертифицируемая категория С.

Основой подобных математических моделей, как правило, является математический аппарат теории систем массового обслуживания (СМО), предназначенный для обслуживания потока заявок, имеющих, как правило, случайный характер. В качестве характеристик эффективности СМО могут выступать: относительная и абсолютная пропускная способности СМО, среднее время полета, закон распределения случайного события. [11].

Анализ современных подходов к имитационному моделированию сложных систем и их компонентов показывает, что, как правило, такие модели строятся как на основе давно известных и широко применяемых методах системы массового обслуживания, методе динамики средних, алгоритмов на основе марковских процессов, так и, например, на основе методологии IDEF3 (Integrated DEfinition for Process Description Capture Method) и нотации DFD (data flow diagrams), Arena [12].

Для расчета предельных значений вероятностей возникновения особых ситуаций в связи с большим количеством стохастических параметров (надежность АТ, время полета, продолжительность ТО) применяются имитационные методы моделирования. Для определения значений суммарной вероятности возникновения события с БВС в данной работе используется прикладное программное обеспечение Arena Simulation версия 16.1 [10].

Для проведения эксперимента с целью количественной оценки суммарной вероятности возникновения событий с БВС в полете разработан модуль в среде Arena Simulation (рис. 3). В общем случае количество событий, возможных с БВС в полете, в том числе катастрофических, зависит от летно-технических, прочностных характеристик БВС, ОУЭ, квалификации авиационного персонала и других факторов. В разработанном модуле присутствуют следующие события: Flight hour – входной блок (летный час); Flight – полет; Frequent – частое событие; Possible – умеренно вероятное событие; Rare – невероятное (редкое) событие; Incredible – практически невероятное событие; Flight complexity – усложнение полета; Difficult situation – сложная ситуация; Emergency situation – аварийная ситуация; Catastrophic situation – катастрофическая ситуация; Flight continuation – продолжение полета; Completion of the flight – завершение полета; Disaster – катастрофа.

В результате проведенных исследований получены зависимости количества возникновения особых ситуаций в полете с БАС от вероятности возникновения события с БАС, предложенных в ГОСТ Р 59751-2021 и [9]. Начальные условия (значения вероятностей возникновения событий) и результаты моделирования возникновения особых ситуаций с БВС в полете в среде Arena Simulation показаны в табл. 3 и рис. 4, табл. 4 и рис.5, табл. 5 и рис. 6 соответственно.

⁴ ГОСТ Р 59517-2021. Беспилотные авиационные системы. Классификация и категоризация. Москва: Стандартинформ, 2018. 12 с.

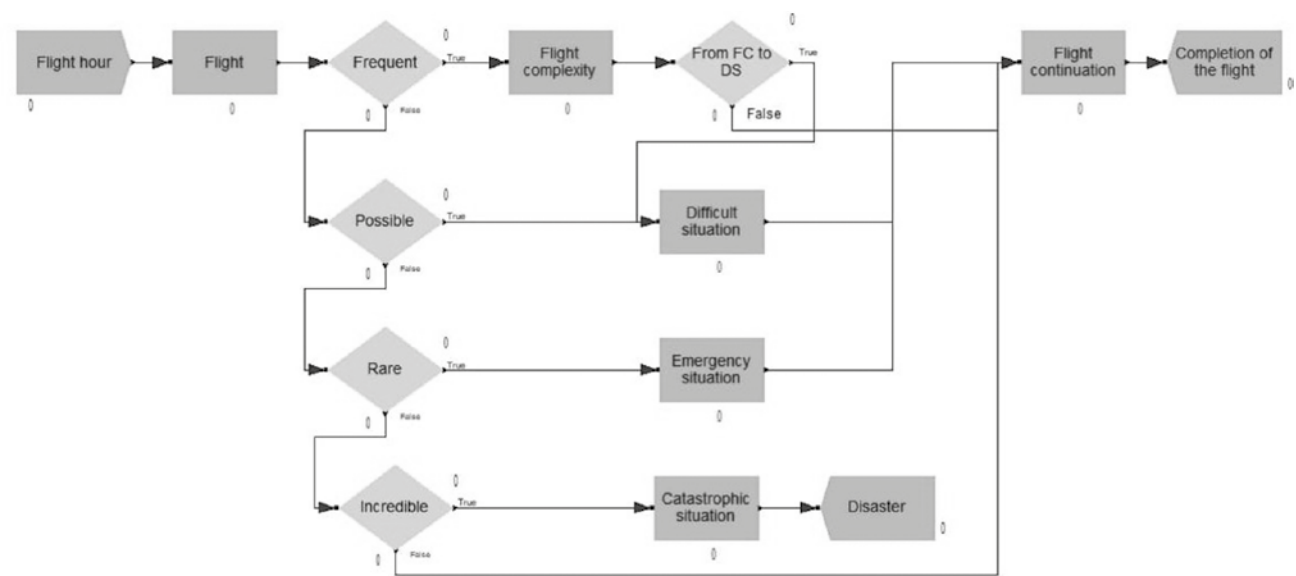


Рис. 3. Графический модуль имитационной модели системы возникновения особых ситуаций с БВС в полете в среде Arena Simulation

При проведении опыта 1 (табл. 3, рис. 4) количество событий «усложнение полета» составило 978, количество событий «сложная ситуация» – 26, количество событий «аварийная ситуация» – 1. При числовых значениях практически невероятных событий (модуль Incredible), равных 10^{-7} и менее, отсутствуют катастрофические ситуации с БАС в полете.

Таблица 3

Начальные условия опыта 1

	Name	Type	Percent True	Probability values
1	Frequent	2-way by Chance	0,1	$1 \cdot 10^{-3}$
2	Possible	2-way by Chance	0,0009999	$1 \cdot 10^{-5}$
3	Rare	2-way by Chance	0,0000999	$1 \cdot 10^{-6}$
4	Incredible	2-way by Chance	0,00001	$1 \cdot 10^{-7}$
5	From FC to DS	2-way by Chance	1	

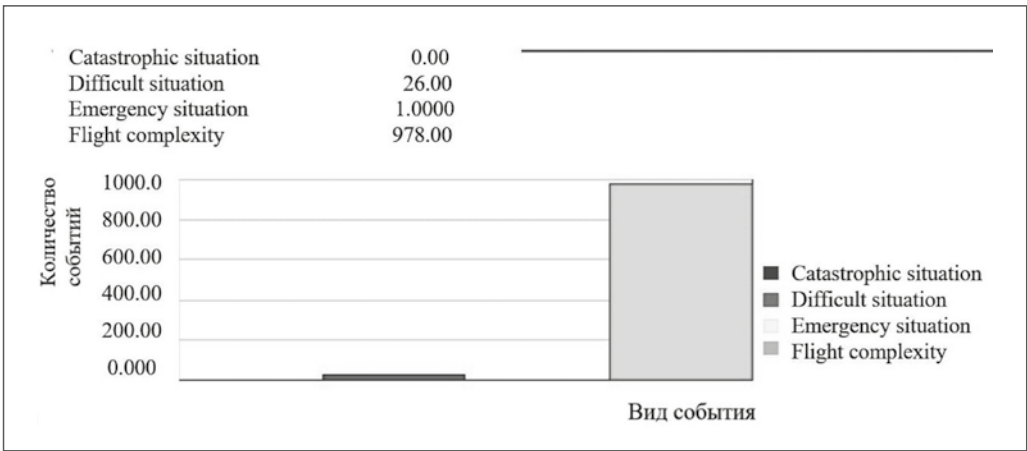


Рис. 4. Результаты опыта 1 (табл. 3)

Таблица 4

Начальные условия опыта 2

	Name	Type	Percent True	Probability values
1	Frequent	2-way by Chance	0,1	$1 \cdot 10^{-3}$
2	Possible	2-way by Chance	0,000999	$1 \cdot 10^{-4}$
3	Rare	2-way by Chance	0,0000999	$1 \cdot 10^{-5}$
4	Incredible	2-way by Chance	0,0008	$1 \cdot 10^{-6}$
5	From FC to DS	2-way by Chance	1	

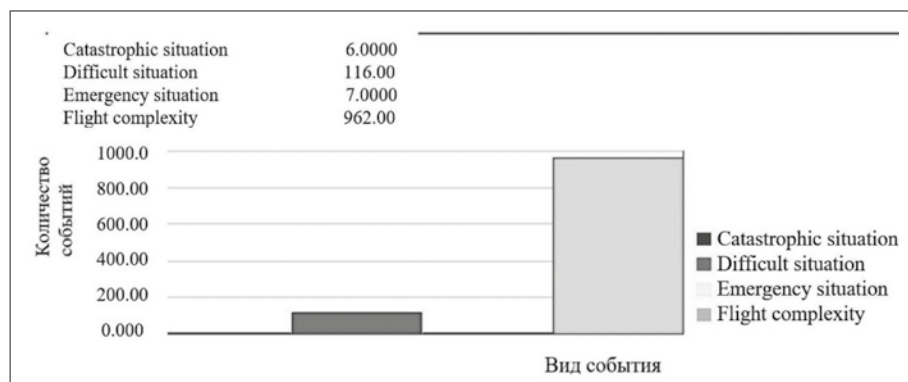


Рис. 5. Результаты опыта 2 (табл. 4)

Если значения практически невероятных событий равны 10^{-6} , количество катастрофических ситуаций равно шести, количество событий «аварийная ситуация» равно 7 (рис. 5), при значениях практически невероятных событий, равных 10^{-5} , количество катастрофических ситуаций равно 28 (рис. 6).

Таблица 5

Начальные условия опыта 3

	Name	Type	Percent True	Probability values
1	Frequent	2-way by Chance	0,1	$1 \cdot 10^{-3}$
2	Possible	2-way by Chance	0,9999	$1 \cdot 10^{-3}$
3	Rare	2-way by Chance	0,00999	$1 \cdot 10^{-4}$
4	Incredible	2-way by Chance	0,003	$1 \cdot 10^{-5}$
5	From FC to DS	2-way by Chance	1	

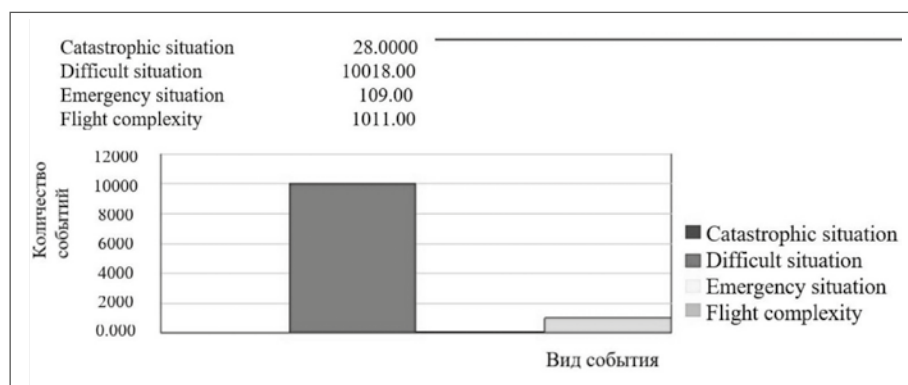


Рис. 6. Результаты опыта 3 (табл. 5)

Таким образом, при количественной оценке суммарной вероятности возникновения катастрофических ситуаций с БАС в полете следует использовать значения 10^{-7} и менее.

Заключение

В результате проведенных исследований:

- выполнен анализ отечественной и международной нормативно-правовой базы и научной литературы в области классификации, категорирования, проектирования, изготовления беспилотных воздушных судов;
- проведен эксперимент с использованием имитационного моделирования для количественной оценки суммарной вероятности возникновения событий с БАС в полете с использованием разработанного модуля в среде Arena Simulation версия 16.1;
- полученные результаты исследования позволяют установить количественные значения вероятностей возникновения особых ситуаций с БАС в полете, событий «усложнение полета», «сложная ситуация», «аварийная ситуация» и «катастрофическая ситуация» для формирования НЛГ.

Результаты исследования рекомендуется использовать при разработке Норм летной годности, формировании сертификационного базиса БАС разработчиками и изготовителями на этапах проектирования и сертификации.

Список источников

1. Приложение 8 к Конвенции о международной гражданской авиации. Летная годность ВС. Издание одиннадцатое. 2010. 232 с.
2. Федеральный закон от 31.07.2020 № 258-ФЗ (ред. от 02.07.2021) «Об экспериментальных правовых режимах в сфере цифровых инноваций в РФ».
3. Реестр ЭПР в сфере цифровых инноваций [Электронный ресурс]. URL: https://www.economy.gov.ru/material/file/2493077e43ffa189c9991552cb81162e/reestr_251121.xlsx (дата обращения: 23.04.2022).
4. Циркуляр 328 ИКАО. Беспилотные авиационные системы (БАС). ИКАО, 2011. URL: https://aeronext.aero/UserFiles/ContentFiles/2017-11-8_13-22-30_ИКАО%20328%20циркуляр%20БАС.pdf (дата обращения: 23.04.2022).
5. Кузнецов Г. А., Кудрявцев И. В., Крылов Е. Д. Ретроспективный анализ, современное состояние и тенденции развития отечественных беспилотных ЛА // Инженерный журнал: наука и инновации. 2018, вып. 9. С. 1–22.
6. Воздушный кодекс Российской Федерации от 19.03.1997 № 60-ФЗ (ред. от 14.03.2022) [Электронный ресурс]. URL: http://www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_13744/ (дата обращения: 21.04.2022).
7. Ахметов Ю. М., Ахмедзянов Д. А., Михайлова А. Б. Особенности функционального проектирования ГТД для БЛА // Вестник УГАТУ. 2013. Т. 17, № 3 (56). С. 78–86.
8. [Консультативный циркуляр (АС) 101-1] // Беспилотные авиационные системы (БАС) [25 кг или менее] [Часть 101] Типовые правила и инструктивный материал ИКАО. URL: <https://www.icao.int/safety/UA/> (дата обращения: 23.04.2022).
9. Алешин Б. С., Суханов В. Л., Шибаев В. М. Обеспечение безопасности полетов БАС в едином воздушном пространстве // Ученые записки ЦАГИ. 2011. Том XLIII. № 6. С. 73–83.
10. Arena Simulation Software [Электронный ресурс]. URL: <https://www.rockwellautomation.com/ru-ru/products/software/arena-simulation.html> (дата обращения 15.08.2021).
11. Самуленков Ю. И., Филатова Я. А., Грузд А. Д. Построение имитационной математической модели системы технического обслуживания воздушных судов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2021. Том 24, № 4. С. 38–49.

12. Редько С. Г., Селезнева Е. В. Применение системы имитационного моделирования Арена для исследования производственных линий / Материаловедение. Энергетика. // Научно-технические ведомости Санкт-Петербургского государственного политехнического университета. 2013. 4-2 (183). С. 277–283.

References

1. Prilozhenie 8 k Konventcii o mezhdunarodnoj grazhdanskoj aviacii. Letnaya godnost VS. Izdanie odinnadcatoe, 2010, 232 p. (In Russ.)
2. Federalnyj zakon ot 31.07.2020 258-FZ (red. ot 02.07.2021) «Ob eksperimentalnykh pravovykh rezhimakh v sfere cifrovyykh innovatsij v RF». (In Russ.)
3. Reestr eksperimentalnykh pravovykh rezhimov v sfere tsifrovyykh innovatsij, available at: https://www.economy.gov.ru/material/file/2493077e43ffa189c9991552cb81162e/reestr_251121.xlsx (accessed: 23.04.2022). (In Russ.)
4. ICAO CIRCULAR 328. Unmanned Aircraft Systems (UAS), ICAO, 2011, available at: https://global.ihhs.com/doc_detail.cfm?document_name=ICAO%20CIRCULAR%20328&item_s_key=00566328 (accessed: 23.04.2022).
5. Kuznetsov G. A., Kudryavtsev I. V., Krylov E. D., Retrospektivnyj analiz, sovremennoe sostoyanie i tendentsii razvitiya otechestvennykh bespilotnykh LA, *Inzhenernyj zhurnal: nauka i innovatsii*, 2018, issue 9, pp. 1–22. (In Russ.)
6. Vozdushnyj kodeks Rossijskoj Federatsii ot 19.03.1997 60-FZ (red. ot 14.03.2022) [Elektronnyj resurs], available at: http://www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_13744/ (accessed: 21.04.2022). (In Russ.)
7. Akhmetov Yu. M., Ahmedzhyanov D. A., Mihajlova A. B., Osobennosti funktsionalnogo proektirovaniya GTD BLA, *Vestnik UGATU*, 2013, Vol. 17, no. 3 (56), pp.78–86. (in Russ.)
8. [Konsul'tativnyj tsirkulyar (AC) 101-1]. Bespilotnye aviatcionnye sistemy (BAS) [25 kg ili menee] [CHast 101] Tipovye pravila i instruktivnyj material ICAO, available at: <https://www.icao.int/safety/UA/> (accessed: 23.04.2022). (In Russ.)
9. Aleshin B. S., Suhanov V. L., SHibaev V. M., Obespechenie SF BAS v edinom vozdushnom prostranstve, *Uchenye zapiski TSAGI*, 2011, Vol XLIII, no. 6, pp. 73–83. (In Russ.)
10. Arena Simulation Software, available at: <https://www.rockwellautomation.com/ru-ru/products/software/arena-simulation.html>. (accessed: 15.08.2021).
11. Samulenkova Yu. I., Filatova Ya. A., Gruzdev A. D., Postroyeniye imitatsionnoy matematicheskoy modeli sistemy tekhnicheskogo obsluzhivaniya vozdushnykh sudov, *Nauchnyj Vestnik MGTU GA*, 2021, vol. 24, no. 4, pp. 38–49. (In Russ.)
12. Red'ko S. G., Selezneva E.V., Primeneniye sistemy imitatsionnogo modelirovaniya. Arena dlya issledovaniya proizvodstvennykh liniy. Materialovedeniye. Energetika, Nauchno-tekhnicheskie vedomosti Sankt-Peterburgskogo gosudarstvennogo politekhnicheskogo universiteta, 2013, no. 4-2 (183), pp. 277–283. (In Russ.)

Информация об авторах

Самуленков Юрий Иванович, кандидат технических наук, доцент кафедры, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия, yu.samulenkova@mstuca.aero

Кириллова Наталья Борисовна, кандидат экономических наук, Начальник Управления сертификации авиационной техники, Федеральное агентство воздушного транспорта, Москва, Россия, kirillova_nb@scaa.ru

Далецкий Станислав Станиславович, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, lmaga222@yandex.ru

Рогозин Роман Михайлович, студент, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия, rogozin.2000@gmail.com

Authors information

Samulenkov Yuri I., Candidate of Sciences (Engineering), Associate Professor of the Department, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, yu.samulenkov@mstuca.aero

Kirillova Nataliya B., Candidate of Sciences (Economics), Director of Aeronautical Products Certification Department, Federal Air Transport Agency, Moscow, Russia, kirillova_nb@scaa.ru

Daletsky Stanislav S., Candidate of Sciences (Engineering), Senior Researcher, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, lmca222@yandex.ru

Rogozin Roman M., Student, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, roman.rogozin.2000@gmail.com

Статья поступила в редакцию 25.04.2022; одобрена после рецензирования 26.07.2022; принята к публикации 04.08.2022.

The article was submitted 25.04.2022; approved after reviewing 26.07.2022; accepted for publication 04.08.2022.

Научная статья
УДК 629.735.076.4

ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА НА ОСНОВЕ МЕТОДА МНОГОЦЕЛЕВОГО ПОДХОДА

П. МАРКЕВИЧ

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

Аннотация. В статье рассматриваются вопросы оптимизации крейсерского полета магистрального самолета в условиях неопределенности целей полета. Выбор режима крейсерского полета в условиях неопределенности основан на достижении наилучшего (оптимального) компромисса между режимом максимальной дальности и режимом максимального крейсирования при заданных целях. Представлена методология анализа локальной и интегральной эффективности компромиссных режимов полета, основанная на многоцелевой постановке задачи. В работе введено понятие транспортной эффективности крейсерского полета и представлены методы ее вычисления. Представлены условия выполнения летных задач, в которых использование компромиссных режимов считается обоснованным, в том числе оптимальная дальность, которая является критерием эшелонирования. В работе выявлены основные факторы, влияющие на эффективность крейсерского полета. Исследования проводились для дальнемагистрального самолета Ил-96-300.

Ключевые слова: оптимизация крейсерского режима, эффективность магистрального самолета, многоцелевой подход, оптимальное планирование летных операций

Для цитирования: Маркевич П. Оптимизация параметров крейсерского полета магистрального самолета на основе метода многоцелевого подхода // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 39. С. 72–80.

THE CRUISE FLIGHT OPTIMISATION METHOD BASED ON MULTIPURPOSE APPROACH

MARKIEWICZ P.

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

Abstract. The article considers the optimization problem of the cruise flight of a long-haul aircraft in conditions of uncertainty of flight targets. The selection of cruise mode in conditions of uncertainty is based on achieving the best (optimal) compromise between the maximum range mode and the maximum cruise mode at the given targets. A methodology for analyzing the local and integral efficiency of compromise flight modes, based on a multi-purpose formulation of the problem, is presented. The paper introduces the concept of transport efficiency of cruising flight and presents methods for its calculation. The conditions for the performance of flight tasks in which the use of compromise modes is considered justified are presented, including the optimal range, which is the flight altitude selection criterion. The paper identifies the main factors affecting the effectiveness of cruise flight. Researches were conducted for the long-haul aircraft Il-96-300.

Keywords: cruise flight optimization, efficiency of long-haul aircraft, multi-purpose approach, optimal planning of flight operations

For citation: Markiewicz P., The cruise flight optimisation method based on multipurpose approach, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2022, no. 39, pp. 72–80. (In Russ.)

Введение

В практике эксплуатации трансзвуковых пассажирских самолетов на участках крейсерского полета используются режимы максимальной дальности (МД), максимального крейсирования (МКР) а также компромиссные режимы, к числу которых относят режим «0,99МД» [1]. В крейсерском полете под режимом подразумевают скорость полета V (или число Маха M), при этом остальные параметры движения заданы и обусловлены требованиями обеспечения установившегося полета.

Режим максимальной дальности (МД) используется в полетах на большие дальности, где масса коммерческой нагрузки ограничена взлетной массой или необходимым запасом топлива, а также на неоптимальных эшелонах полета. Параметры режима МД обеспечивают максимальную дальность полета при заданном запасе топлива или минимальный расход топлива при заданной дальности [2]. Режим максимального крейсирования (МКР) выполняется на скоростях, близких к максимально допустимым, в случае, если отсутствуют ограничения на расход топлива, при этом режим работы двигателей близок к максимальному [1]. Как правило, режим МКР не находит применения в летной практике коммерческих самолетов гражданской авиации, однако режимы, близкие к режиму МКР, иногда используются в полетах малой продолжительности и на небольших высотах [3]. Режим «0,99МД» – режим при котором допускается рациональное увеличение скорости полета, приводящее к снижению максимальной дальности (увеличению расхода топлива) на 1 %. В зарубежной практике такой режим называют режимом полетов на большие расстояния (the long-range cruise, LRC). Данный режим построен на предложении достижения компромисса между максимальной скоростью полета (режимом МКР) и скоростью, обеспечивающей наибольшую дальность полета (режим МД).

На рис. 1 представлено влияние выбора режима крейсерского полета на продолжительность полета и запас топлива при фиксированной дальности. Использование режима «0,99МД» приводит к росту расходу топлива на 1 % (+0,75 т), при том, что время полета сокращается на 7 % (–45 мин).

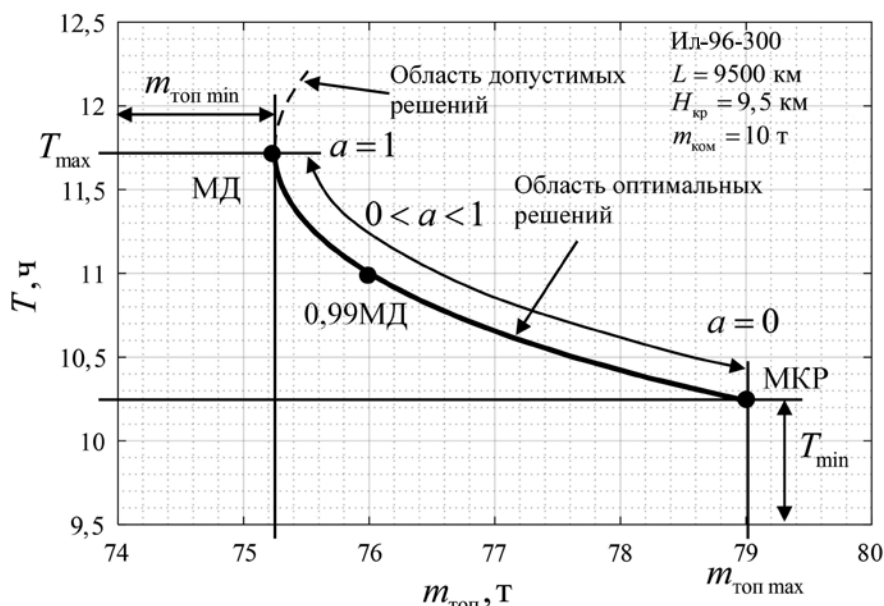


Рис. 1. Примерная зависимость режимов крейсерского полета на эксплуатационные характеристики полета на большую дальность для самолета Ил-96-300

Полет на компромиссных режимах позволяет более эффективно использовать самолет в летной эксплуатации, увеличивает оборачиваемость парка воздушных судов и летного состава. В научных исследованиях использование компромиссных режимов в качестве расчетных (номинальных) позволяет рассматривать полный спектр летных возможностей самолета. Компромиссный режим уместно использовать при исследованиях показателей транспортной эффективности и соответственно поиске путей улучшения этих показателей.

На практике расчет компромиссных крейсерских режимов осуществляется с помощью экономических методов, исходя из целей полета. Экономические методы предполагают анализ соотношения стоимости тонны авиатоплива и летного часа в текущих условиях эксплуатации. В исследовательских задачах в рамках динамики полета обычно применение данных методов необоснованно, так как финансовые издержки зависят от рыночных условий. Таким образом, целесообразно рассмотреть задачу поиска компромиссных (оптимальных) режимов крейсерского полета, принцип оптимальности которой построен на предположении, что исследователь изначально не задает отношений предпочтения между расходом топлива и временем полета и тем самым считает, что расход топлива и полетное время являются одинаково важными [4]. Методом, позволяющим провести поиск оптимального крейсерского режима в условиях неопределенности целей и задач, является применение такого подхода решения многокритериальной задачи, который позволяет сопоставить расход топлива и полетное время как компромисс между отдельными составляющими (минимальный расход топлива и минимальное время полета).

Традиционную постановку задачи поиска компромиссного режима можно представить как линейную свертку в интегральном виде [5]:

$$\begin{cases} F(M, L) = \int_0^L [a_1 \bar{f}_1(M, L) + a_2 \bar{f}_2(M, L)] dL; \\ F(M, L) \rightarrow \text{opt}, \end{cases}$$

где M – режим полета (число Маха) в крейсерском полете на дальность L ; $\bar{f}_1, a_1$ – нормированный частный критерий учитывающий расход топлива и соответствующий ему весовой коэффициент; $\bar{f}_2, a_2$ – нормированный частный критерий учитывающий время полета и соответствующий ему весовой коэффициент.

Поиск компромиссного режима полета целесообразно начать с анализа локальной эффективности крейсерского режима при фиксированной массе самолета, что соответствует случаю $L \rightarrow 0$.

Локальная эффективность крейсерского режима

В задаче полета на дальность частными критериями эффективности являются километровый расход топлива $f_1 = q_{\text{км}}(M)$ и величина, обратно пропорциональная числу Маха $f_2 = 1/M$. Минимальных значений первый частный критерий достигает при локальном крейсерском числе Маха $M_{\text{кк}}$ [6], второй при $M_{\text{мах}}$. Диапазон чисел Маха, который больше локального крейсерского и меньше максимального, является областью компромисса и может рассматриваться как множество оптимальных решений $M_{\text{опт}} = [M_{\text{кк}}, M_{\text{мах}}]$. С целью анализа локальной эффективности в условиях неопределенности целей и задач представим частные критерии в нормированном виде, на множестве оптимальных решений:

$$\bar{f}_1(M) = \frac{q_{\text{км}}(M) - q_{\text{км}}(M_{\text{кк}})}{q_{\text{км}}(M_{\text{мах}}) - q_{\text{км}}(M_{\text{кк}})}, \quad \bar{f}_2(M) = \frac{(M_{\text{мах}} - M)M_{\text{кк}}}{(M_{\text{мах}} - M_{\text{кк}})M}, \quad M \in M_{\text{опт}}.$$

Источником неопределенностей крейсерского режима является многообразие возможных задач ($T(m_{\text{топ}})$ при заданной дальности), которое на рис. 1. обозначено параметром a . Данный параметр равен единице при полете на режиме МД, нулю – на режиме МКР. Значение $0 \leq a \leq 1$ означает, что выбранный режим является компромиссным. Параметр a , называемый также весовым коэффициентом, является элементом внешнего множества в многоцелевой постановке задачи [4, 7] или множества всевозможных задач. Запишем формулу комплексного критерия эффективности в виде линейной свертки частных критериев с весовыми коэффициентами:

$$dF(M) = a \bar{f}_1(M) + (1-a) \bar{f}_2(M), M \in M_{\text{опт}}. \quad (1)$$

В условиях неопределенности значение весового коэффициента неизвестно. Найдем такое его значение, чтобы в точке M комплексный критерий (1) достигал минимума (условие существования стационарной точки [8]):

$$a \bar{f}_1' + (1-a) \bar{f}_2' = 0, \quad (2)$$

где: $\bar{f}_1' = d\bar{f}_1/dM$, $\bar{f}_2' = d\bar{f}_2/dM$.

Из уравнения (4) получаем аналитическую формулу весовых коэффициентов:

$$a(M) = \frac{\bar{f}_2'}{\bar{f}_2' - \bar{f}_1'}, M \in M_{\text{опт}}. \quad (3)$$

Если подставить (3) в (1), получаем безразмерную количественную оценку области компромисса крейсерского режима при $L \rightarrow 0$ и назовем эту функцию функцией локальной эффективности крейсерского полета. Как правило, область компромисса является областью неопределенности. Точка (число Маха), в которой функция локальной эффективности крейсерского полета достигает максимального значения, является оптимальной в условиях неопределенности (соответственно с гарантирующим методом учета неопределенности [4]) при $L \rightarrow 0$.

Эффективность крейсерского режима

Крейсерский режим является скоростью полета (числом Маха) на заданной высоте и подлежит определению на фиксированной дальности $L_{\text{кр}}$. Анализ локальной эффективности крейсерского полета проводился для заданной массы самолета m , однако при анализе крейсерского режима следует рассмотреть траекторную задачу, которая предполагает определение интегрального показателя эффективности при полете на дальность $L_{\text{кр}}$. Таким образом безразмерный показатель эффективности крейсерского полета примет следующий вид:

$$F(M) = \int_{m_k}^{m_0} \frac{dF(M, m)}{q_{\text{км}}(M, m)} dm,$$

где m_0 , m_k – соответственно, масса в начале и в конце крейсерского полета.

Подынтегральная функция является функцией эффективности крейсерского режима на фиксированной высоте (рис. 2). Данная функция определена на области допустимых чисел Маха $M_{\text{доп}}$. Границы области допустимых чисел Маха определены локальной крейсерской скоростью и максимальной скоростью для каждого значения массы самолета.

При заданных конечной массе, дальности полета и высоте оптимальным (компромиссным) режимом является такое число Маха $M_{\text{опт}}$, для которого

$$F_{\text{кр}}^L(M_{\text{опт}}) = \max_{M \in M_{\text{доп}}} F(M).$$

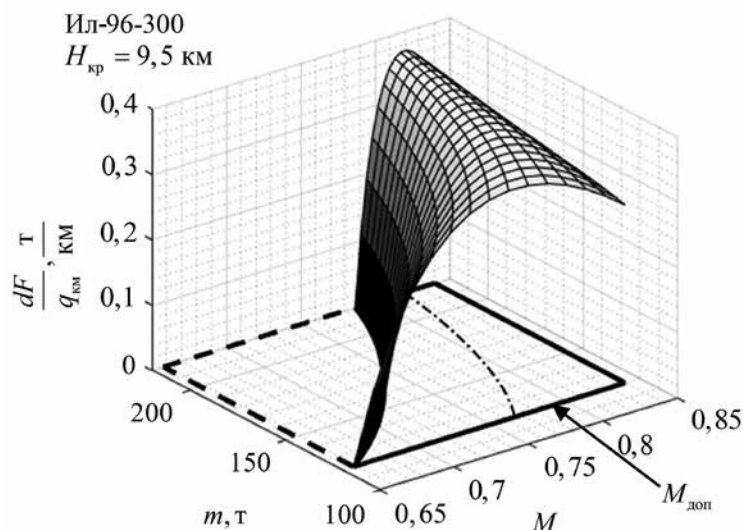


Рис. 2. Функция эффективности крейсерского режима

Назовем величину $F_{кр}^L(M_{опт})$ показателем эффективности крейсерского режима, измеряемым в километрах. Однако размерность показателя $F_{кр}^L(M_{опт})$ не позволяет сопоставлять разные режимы в различных условиях полета, поэтому введем понятие безразмерного показателя эффективности крейсерского полета: $F_{кр} = F_{кр}^L(M_{опт})/L$. Показатель $F_{кр}$ может рассматриваться как показатель транспортной эффективности, который позволяет провести анализ компромиссных режимов в разных условиях эксплуатации. На рис. 3 представлен анализ эффективности крейсерского режима в полете на дальность $L_{кр} = 5000$ км.

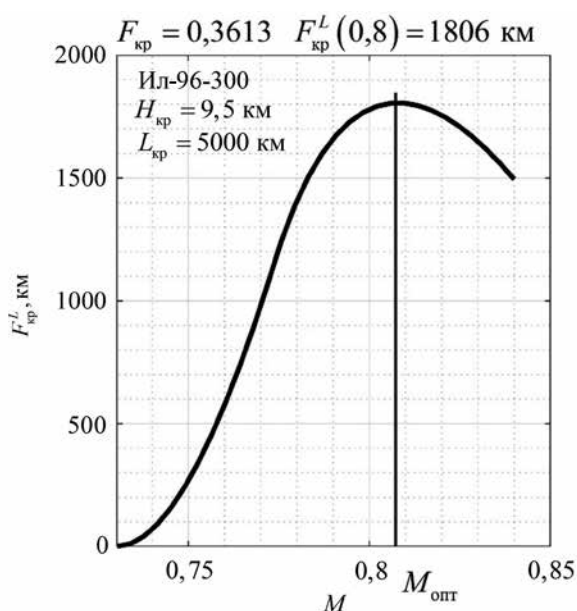


Рис. 3. Анализ эффективности крейсерского режима

Эффективность крейсерского полета

Анализ предполагает исследование зависимости показателя эффективности крейсерского полета (транспортной эффективности) от дальности на заданной высоте. Эффективность

крейсерского полета зависит также от параметров настройки [4], то есть таких параметров, на которые можно влиять лишь до начала полета. К параметрам настройки можно отнести коммерческую нагрузку (определяет массу самолета в конце крейсерского полета), расположение коммерческой нагрузки вдоль фюзеляжа (детерминирует центровку) а также массу топлива, определение которой является целью расчета крейсерского полета.

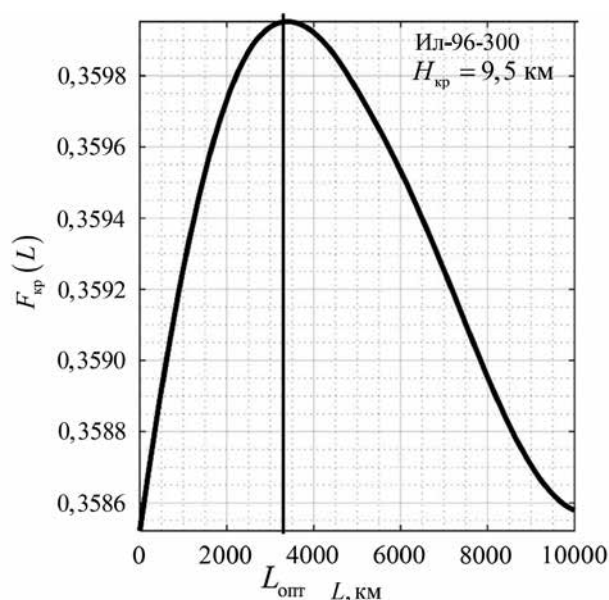


Рис. 4. Зависимость показателя эффективности крейсерского полета от дальности

Полет на компромиссных режимах зависит от дальности полета (рис. 4). Дальность при которой показатель эффективности достигает максимального значения назовем оптимальной дальностью:

$$L_{опт} = \max_{0 < L \leq L_{max}} F_{кр}(L).$$

Оптимальная дальность, таким образом, является максимальной дальностью на которой возможен полет на компромиссных режимах и тем самым является траекторным критерием эшелонирования. Максимум показателя эффективности является следствием компромисса между режимом МД и МКР. Как правило, оптимальный режим МД достигается в полете «по потолкам», что означает, что оптимальной точкой перехода теоретически является $L_{кр}=0$. В этой точке удельная дальность достигает максимального значения, что на практике не допускается правилами воздушного движения. Оптимальной с точки зрения режима МКР дальностью является максимальная дальность полета на фиксированном эшелоне, при которой удельная продолжительность достигает минимального значения. Таким образом условием полета на компромиссных режимах является ограничение по дальности (не больше $L_{опт}$), и целесообразно провести исследования факторов влияющих на эту дальность.

На рис. 5 показано влияние на оптимальную дальность массы коммерческой нагрузки и потерь на балансировку. Для полетов с максимальной коммерческой нагрузкой оптимальная дальность равна максимальной дальности (весь запас топлива предназначен на полет). При уменьшении массы коммерческой нагрузки оптимальная дальность значительно меньше, чем максимально допустимая, причем потери на балансировку существенно уменьшают оптимальную дальность.

Возникает вопрос о целесообразности использования компромиссных режимов крейсерского полета. Рассмотрим удельную дальность компромиссного режима в сопоставлении с режимами

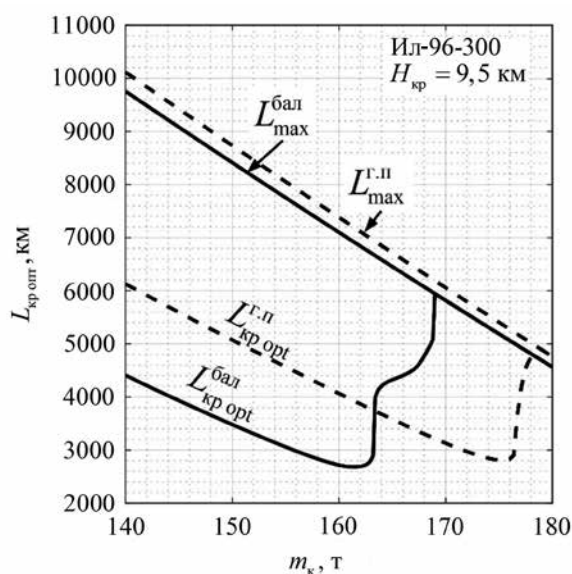


Рис. 5. Влияние на оптимальную дальность массы коммерческой нагрузки и потерь на балансировку

МД и МКР (рис. 6) для допустимых для данных режимов дальностей (L_{max} – для МД и МКР и $L_{\text{опт}}$ – для компромиссного). На рис. 6 видно, что целесообразность компромиссных режимов проявляется лишь при условии возможности эшелонирования, если дальность полета больше, чем оптимальная, и при полетах с уменьшенной коммерческой нагрузкой, что свойственно для полетов на большие дальности. Таким образом можем сделать вывод, что повышение расхода топлива в крейсерском полете с целью уменьшения продолжительности полета считается обоснованным исключительно при условии повышения эшелонов полета.

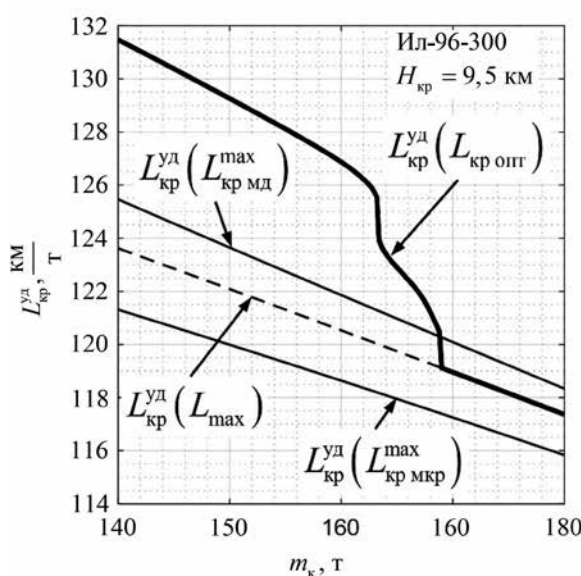


Рис. 6. Оценка эффективности компромиссного и крейсерского режима в полете на допустимую дальность

Заключение

Представлен метод анализа компромиссных режимов полета, который предназначен для поиска рационального режима полета. Условием компромисса является рациональное

повышение скорости полета при условии, что незначительное повышение расхода топлива приводит к существенному сокращению времени полета.

Введено понятие транспортной эффективности полета и определение показателя транспортной эффективности.

Представлен метод вычисления показателя транспортной эффективности, позволяющий исследовать крейсерский полет на компромиссных режимах. Установлено, что увеличение скорости полета приводит к сокращению допустимой дальности полета на эшелоне как следствие различных условий оптимальности режимов максимальной дальности и максимального крейсирования.

В результате анализа эффективности оптимальной дальности полета на компромиссном режиме установлено, что полет на данных режимах может считаться оптимальным лишь при возможности эшелонирования в точке оптимальной дальности. Таким образом, оптимальная дальность является критерием эшелонирования в полете на компромиссных режимах крейсерского полета.

Список источников

1. Воробьев В. Г., Кузнецов С. В. Автоматическое управление полетом самолетов: учебник для вузов. Москва: Транспорт, 1995. 448 с.
2. Penner J. E., Lister D., Griggs D. J., Dokken D. J., McFarland M., *Aviation and the Global Atmosphere, A Special Report of the Intergovernmental Panel on Climate Change*, Cambridge, Cambridge University Press, 1999, 384 p.
3. Torenbeek E., *Advanced Aircraft Design: Conceptual Design, Analysis and Optimization of Subsonic Civil Airplanes*, West Sussex, Wiley, 2013. 410 p.
4. Брусов В. С., Баранов С. К. Оптимальное проектирование летательных аппаратов. Москва: Машиностроение, 1989. 232 с.
5. Zagalsky N. R., Aircraft energy management, *AIAA 11th Aerospace Sciences Meeting*, Jan. 10–12, 1973, pp. 73–86.
6. Динамика полета: учебник для студентов высших учебных заведений / А. В. Ефремов, В. Ф. Захарченко, В. Н. Овчаренко и др.; под ред. Г. С. Бюшгенса. Москва: Машиностроение, 2011. 776 с.
7. Пиявский С. А., Брусов В. С., Хвилон Е. А. Оптимизация параметров многоцелевых летательных аппаратов. Москва: Машиностроение, 1974. 168 с.
8. Брайсон Артур Эрл, Хо Ю-ши. Прикладная теория оптимального управления: Оптимизация, оценка и управление: Перевод с англ. Э. М. Макашова, Ю. П. Плотникова. Под ред. А. М. Летова. Москва: Мир, 1972. 544 с.
9. Андреевский В. В. Оценка летно-технических характеристик самолета / Под общ. ред. доц. А. Ф. Бочкарева. Куйбышев: Куйбышев. авиац. ин-т им. С. П. Королева, 1974. 93 с.
10. Теория принятия решений. Т. 2: учебник и практикум для бакалавриата и магистратуры / Под ред. В. Г. Халина. Москва: Юрайт, 2017. 431 с.

References

1. Vorob'ev V. G., S. V. Kuznetsov, *Avtomaticheskoe upravlenie poletom samoletov. Uchebnik [Aircraft automatic flight control]*, Moscow, Transport Publ., 1995, 448 p. (In Russ.)
2. Penner J. E., Lister D., Griggs D. J., Dokken D. J., McFarland M., *Aviation and the Global Atmosphere, A Special Report of the Intergovernmental Panel on Climate Change*, Cambridge, Cambridge University Press, 1999, 384 p.
3. Torenbeek E., *Advanced Aircraft Design: Conceptual Design, Analysis and Optimization of Subsonic Civil Airplanes*, West Sussex, Wiley, 2013, 410 p.

4. Brusov V S., Baranov S. K., *Optimal'noe proektirovanie letatel'nykh apparatov [Aerial vehicle optimal design]*, Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989, 232 p. (In Russ.)
5. Zagalsky N. R., Aircraft energy management, *AIAA 11th Aerospace Sciences Meeting*, Jan. 10–12, 1973, pp. 73–86.
6. A. V. Efremov, V. F. Zakharchenko, V. N. Ovcharenko et al., *Dinamika poleta, Uchebnik dlya vuzov [Flight Dynamics, University Textbook]*, Moscow, Mashinostroenie Publ., 2011, 776 p. (In Russ.)
7. Pyavskij S. A., Brusov V. S., Khvilon E. A., *Optimizatsiya parametrov mnogotselevykh letatel'nykh apparatov [The parameters optimization of multi-purpose aircraft]*, Moscow, Mashinostroenie Publ., 1974, 168 p. (In Russ.)
8. Brajson Artur Erl, Ho Yu-shi, *Prikladnaya teoriya optimal'nogo upravleniya, Optimizatsiya, ocenka i upravlenie [Applied optimal control, Optimization, estimation and control]*, Moscow, Mir Publ., 1972, 544 p. (In Russ.)
9. Andreevskij V. V., *Otsenka letno-tehnicheskikh kharakteristik samoleta [Flight performance estimation]*, Rev. and add. A. F. Bochkareva, Kujbyshev, KuAI Publ., 1974, 93 p. (In Russ.)
10. *Teoriya prinyatiya reshenij. Tom 2. Uchebnik i praktikum dlya bakalavriata i magistratury [Decision Theory. Vol. 2. Textbook and practice for bachelor and master programs]*, rev. and add. V. G. Halin, Moscow, Yurajt Publ., 2017, 431 p. (In Russ.)

Информация об авторе

Маркевич Пшемислав, аспирант, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия, przemyslaw.markiewicz5@gmail.com

Author information

Markiewicz Przemyslaw, Postgraduate Student, Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation, e-mail: przemyslaw.markiewicz5@gmail.com

Статья поступила в редакцию 06.06.2022; одобрена после рецензирования 02.08.2022; принята к публикации 09.08.2022.

The article was submitted 06.06.2022; approved after reviewing 02.08.2022; accepted for publication 09.08.2022.

Научная статья
УДК 656.7.072

АНАЛИЗ ОБЩИХ ТЕНДЕНЦИЙ И ПРОГНОЗ РАЗВИТИЯ РЫНКА АВИАПЕРЕВОЗОК РОССИЙСКИХ АВИАКОМПАНИЙ

И. А. САМОЙЛОВ, И. В. ЛЕСНИЧИЙ, В. И. САМОЙЛОВ, Д. А. КИПЧАРСКИЙ

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. В статье представлены результаты анализа тенденций развития рынка пассажирских перевозок российских авиакомпаний в период 2001–2021 гг. и прогноз их развития на долгосрочную перспективу. Сделан вывод, что российский рынок авиаперевозок в условиях рыночной экономики имеет макроэкономическую логику развития, но на него постоянно оказывает влияние целый ряд дополнительных внешних факторов, в том числе неэкономического характера. В последние годы воздушный транспорт столкнулся с колоссальными трудностями, связанными с пандемией Covid-19. Рынок пассажирских авиаперевозок имеет достаточный потенциал для быстрого восстановления спроса и возвращения к устойчивой тенденции роста в долгосрочной перспективе. В статье отмечено, что негативное изменение геополитической ситуации, произошедшее в феврале 2022 года, вновь диктует необходимость корректировки прогнозов развития авиатранспортного рынка. Текущая ситуация характеризуется высокой степенью неопределенности, в условиях которой прогноз объемов перевозок российских авиакомпаний может носить только сценарный целевой характер. Стратегической проблемой для российских авиакомпаний остается массовое использование ими иностранных самолетов, эксплуатация которых в условиях санкций ограничена. Отмечено, что по мере прояснения перспектив санкционной политики недружественных государств и их последствий для российской экономики необходимо проведение работ по актуализации не только прогнозов объемов авиаперевозок, но и стратегических отраслевых документов.

Ключевые слова: рынок авиаперевозок, самолет, пассажиры, пассажирооборот, тенденции, прогноз, воздушный транспорт

Для цитирования: Самойлов И. А., Лесничий И. В., Самойлов В. И., Кипчарский Д. А. Анализ общих тенденций и прогноз развития рынка авиаперевозок российских авиакомпаний // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 39. С. 81–89.

ANALYSIS OF GENERAL TRENDS AND FORECAST OF THE DEVELOPMENT OF THE AIR TRANSPORTATION MARKET OF RUSSIAN AIRLINES

I. A. SAMOYLOV, I. V. LESNICHIIY, V. I. SAMOYLOV, D. A. KIPCHARSKIY

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

Abstract. The article presents the results of the analysis of trends in the development of the passenger transportation market of Russian airlines in the period 2001–2021 and the forecast of their development for the long term. It is concluded that the Russian air transportation market in a market economy has a macroeconomic logic of development, but it is constantly influenced by a number of additional external factors, including

non-economic ones. Recent years have not been an exception, when air transport has faced enormous difficulties associated with the Covid-19 pandemic. Nevertheless, the passenger air transportation market has sufficient potential for a rapid recovery in demand and a return to a stable growth trend in the long term. Meanwhile, the article notes that the negative change in the geo-political situation that occurred in February 2022 again dictates the need to adjust forecasts for the development of the air transport market. But so far, the current situation is characterized by a high degree of uncertainty, under which the forecast of the volume of traffic of Russian airlines can only have a scenario target character. The strategic problem for Russian airlines remains their massive use of foreign aircraft, the operation of which is limited under sanctions. It is noted that as the prospects for the sanctions policy of unfriendly states and their consequences for the Russian economy become clearer, it is necessary to carry out work on updating not only forecasts of air traffic volumes, but also strategic industry documents.

Keywords: air transportation market, aircraft, passengers, passenger turnover, trends, forecast, air transport

For citation: Samoylov I. A., Lesnichiyy I. V., Samoylov V. I., Kipcharskiy D. A., Analysis of general trends and forecast of the development of the air transportation market of Russian airlines, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2022, no. 39, pp. 81–89. (In Russ.)

Введение

Пассажирские перевозки были и остаются основной сферой деятельности воздушного транспорта (ВТ). В целом спрос на авиационные пассажирские перевозки в мире характеризуется многолетней устойчивой тенденцией роста, согласующейся с тенденцией роста мировой экономики. ИКАО на основе многолетних исследований мировых тенденций развития авиатранспортного рынка рекомендует использовать для прогнозирования спроса эконометрическую модель вида [1–3]:

$$Y = aX_1^b X_2^c,$$

где Y – объем авиаперевозок (объем транспортной работы); X_1 – валовой внутренний продукт (ВВП), рост которого благотворно влияет на рынок авиаперевозок; X_2 – доход от авиаперевозок на единицу транспортной работы (тариф), увеличение которого является для рынка сдерживающим фактором; a , b , c – статистические коэффициенты.

Российский рынок авиаперевозок в условиях рыночной экономики также имеет макроэкономическую логику развития. Однако на его развитие в XXI веке оказывал влияние целый ряд дополнительных внешних факторов (таких как происходившие реформы отрасли и российской экономики в целом, мировые экономические кризисы, изменения внешней политической ситуации, изменения доступности и привлекательности для граждан российских и зарубежных туристических объектов и курортных зон), что требует более взвешенного подхода к прогнозированию российского рынка авиаперевозок с привлечением методов ситуационного прогнозирования с использованием экспертных оценок [4, 5].

В 2020 году мировой и отечественный ВТ столкнулись с беспрецедентным сокращением пассажирских перевозок (в 2–3 раза), обусловленным введением глобальных карантинных ограничений в связи с пандемией коронавируса Covid-19. Появление этого нового неэкономического фактора влияния на авиатранспортный рынок, действие которого не прекратилось и в 2021 году, потребовало от экспертов всего мира вносить новые коррективы в ранее разработанные прогнозы объемов авиаперевозок.

Общие тенденции развития воздушного транспорта России до 2021 года

Развитие рынка пассажирских авиаперевозок за последние 20 лет включало период его восстановительного роста в течение 2001–2010 гг. после завершения системного кризиса 1991–2000 гг.

и период опережающего роста перевозок в течение 2011–2019 гг. (в этот период темпы роста перевозок были существенно выше, чем темпы развития экономики) [6, 7]. В целом за 2001–2019 гг. объем пассажирских перевозок вырос более чем в 6 раз (и грузооборот ВТ – втрое) на фоне роста величины ВВП примерно в 2 раза и постепенного снижения средней доходной ставки авиакомпаний в сопоставимых ценах (рис. 1). Но в 2020 году позитивная тенденция была прервана пандемией коронавируса, обрушившей вдвое спрос на авиаперевозки. 2019 год стал историческим максимумом для авиатранспортного рынка на ближайшие годы: российские авиакомпании перевезли за год 128 млн пасс. и общий объем перевозок составил 323 млрд пасс.км.

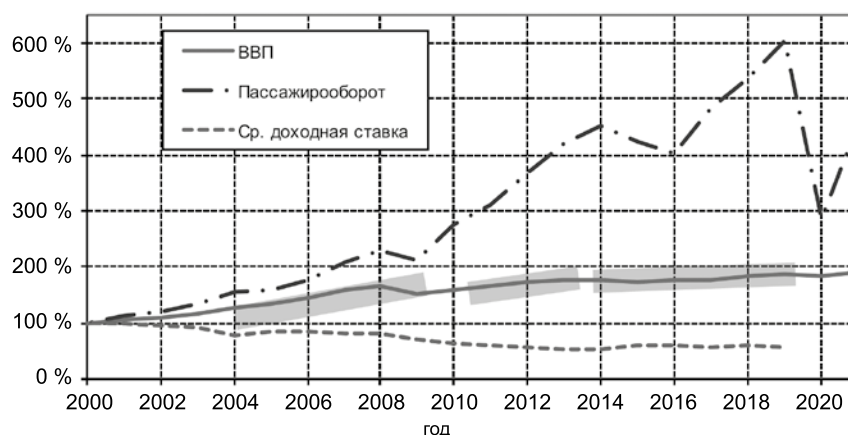


Рис. 1. Динамика пассажирооборота и величины ВВП

Российский ВТ успешно обеспечивает международное сообщение, транспортную связность страны и доступность удаленных населенных пунктов.

Международные авиаперевозки долгое время развивались опережающими внутренним рынком темпами, и в 2013 году их доля в общем пассажирообороте российских авиакомпаний достигла 65 %. Основным драйвером их роста были туристические поездки граждан, в первую очередь, к популярным местам пляжного отдыха (преимущественно стран Средиземноморья, Красного моря) на фоне недостаточного развития системы внутрироссийского туризма. Но с 2014 года конъюнктура рынка существенно изменилась. Помимо ухудшения макроэкономических показателей российской экономики в 2015 году, из-за девальвации рубля снизилась ценовая доступность зарубежного отдыха, и усугубило ситуацию ухудшение внешней политической ситуации, приведшее к ограничению полетов по ряду популярных направлений. В этой связи в 2015–2016 гг. изменилась структура авиаперевозок российских авиакомпаний, в том числе произошла частичная переориентация спроса с международных перевозок на внутренние, чему в немалой степени способствовало присоединение Крыма к России, расширившее возможности внутреннего пляжного отдыха. Как следствие, в период кризиса 2015–2016 гг. международные перевозки сократились на 27 %, а внутренние перевозки продолжили рост со средним темпом 8 % в год, что привело к снижению доли международных перевозок до 52 %.

В среднем за период 2001–2019 гг. темп роста пассажирских авиаперевозок составил 9,9 % в год, несмотря на краткосрочные кризисные спады. Последствия экономических кризисов 2009 года и 2015–2016 гг., когда перевозки снижались на 8–11 %, были преодолены ВТ всего за год. Благодаря высокой эластичности спроса рынок авиаперевозок по мере стабилизации экономики оперативно возвращался на сложившуюся до кризиса траекторию роста. Посткризисный рост пассажирооборота в 2011–2013 гг. и в 2017–2018 гг. достигал 15 % в год, что в 2–3 раза выше среднемировых темпов роста пассажирских авиаперевозок [8, 9].

В 2020 году тенденция роста спроса на авиаперевозки прервалась в связи с негативными последствиями пандемии коронавируса. С целью ограничения ее распространения начиная с

марта 2020 года в стране было практически остановлено международное авиасообщение и начали вводиться массовые ограничения внутренних полетов. В апреле-мае потери пассажирооборота по сравнению с 2019 годом составили более 90 %. И хотя во второй половине года карантинные меры были смягчены (внутри страны и по некоторым международным направлениям перевозок), снижение объема авиаперевозок по итогам 2020 года оказалось беспрецедентным – на 52,5 % до 153,5 млрд пасс.км (что соответствует уровню перевозок, выполненному в 2010 году или в 1990 году). Помимо того, что рынок откатился на 10 лет назад, в структуре пассажирооборота стали доминировать внутренние перевозки, поскольку потери на международных авиалиниях составили почти 75 %, в то время как на внутренних – около 22 %. Кризис ухудшил финансовое положение авиакомпаний, которое и ранее было сложным.

В 2020 году отечественный ВТ столкнулся с колоссальными трудностями, связанными с пандемией Covid-19, тем не менее, согласно данным ИАТА [10], российский внутренний рынок стал единственным среди крупных рынков, который восстановил месячный объем перевозок уже в августе 2020 года и по темпам восстановления опередил другие рынки. И в целом снижение объемов перевозок российских авиакомпаний в 2020 году было меньшим, чем всей мировой гражданской авиации. Это стало свидетельством значительного потенциала для последующего восстановления спроса.

Тенденции 2021 года и долгосрочный прогноз развития объемов пассажирских авиаперевозок воздушного транспорта России

Потери российской экономики за 2020 год в результате пандемии составили 3,2 % от величины ВВП, что само по себе не могло обусловить снижение авиаперевозок вдвое. Такое падение рынка авиаперевозок преимущественно было вызвано глобальными карантинными ограничениями, смягчение которых позволило уже в 2021 году в значительной степени восстановить спрос на авиаперевозки, чему способствовал и рост ВВП.

Опережающими темпами происходило восстановление внутреннего рынка авиаперевозок, чему способствовала проводимая Правительством России гибкая политика карантинных ограничений в стране, сохранение мер государственной поддержки ВТ, а также повышенный интерес российских граждан к внутреннему туризму в условиях частично закрытых границ. По итогам года пассажирооборот, выполненный на внутренних авиалиниях, не только полностью восстановился, но и на 23 % превысил результаты 2019 года, установив новый исторический максимум – 166 млрд пасс.км и 87,5 млн перевезенных пассажиров. Международный сегмент в 2021 году все еще в значительной степени был подвержен влиянию противозидемиологических мер, в том числе непредсказуемости сроков введения и отмены ограничений. Но и он продемонстрировал тенденцию восстановления пассажирооборота, достигнув по итогам года величины 77 млрд пасс.км, что составило 41 % от уровня 2019 года.

В целом общий пассажирооборот ВТ России достиг в 2021 году 243 млрд пасс.км, то есть восстановился на уровне 75 % от показателей 2019 года, а по количеству перевезенных пассажиров (111 млн) – на 87 %.

Внеэкономический характер текущего кризиса перевозок позволял ожидать, что после завершения острой фазы пандемии рынок авиаперевозок, как и ранее, оперативно восстановится и вернется к долговременной тенденции роста, опережающего развитие экономики, удовлетворяя отложенный спрос на перевозки. И 2021 год подтвердил эти ожидания, продемонстрировав в том числе и восстановление российской экономики (величина ВВП превысила значение 2019 года на 2 %).

Учитывая предпринимаемые меры для массовой вакцинации населения, геоэкономические условия развития рынка в 2021 году и позитивные взгляды Правительства России на дальнейшее развитие экономики страны, но также и высокую степень неопределенности в отношении сроков

полного снятия карантинных ограничений, был разработан прогнозный сценарий изменения объемов авиаперевозок российских авиакомпаний. Прогнозный сценарий опирался как на экспертные оценки, так и на результаты ранее проведенного моделирования рынка авиаперевозок на основе регрессионного анализа.

Прогнозный сценарий предполагал, что динамика объема пассажирских перевозок российских авиакомпаний прошла нижнюю точку кризиса в 2020 году, и начавшаяся в 2021 году тенденция восстановления объемов получит свое развитие и в 2022 году. Прогнозировалось, что рынок международных авиаперевозок восстановит объемы 2019 года в 2023 году, а внутренние перевозки продолжат свой рост, но меньшими темпами, чем ранее, из-за частичного возвращения граждан с внутреннего на международный туризм. В целом, не позже 2030 года все последствия кризиса 2020 года будут преодолены и объемы перевозок выйдут на прогнозирувавшиеся до кризиса тенденции роста.

При этом объем пассажирских авиаперевозок мог бы составить 370–460 млрд пасс.км в 2025 году, а в 2030 году достичь 490–640 млрд пасс.км, в том числе объем внутренних перевозок оценивался в 185–205 млрд пасс.км и 210–255 млрд пасс.км соответственно. По сравнению с показателями 2019 года пассажирооборот ВТ России увеличился бы к 2030 году в 1,5–2,0 раза, а к 2040 году в 2,3–3,1 раза. При таком развитии рынка в начале 2030-х гг. авиаподвижность населения России приблизится к современному уровню США.

Оценка влияния на прогноз объема пассажирских авиаперевозок российских авиакомпаний недружественной позиции ряда стран мира в отношении России

Первые месяцы 2022 года в целом подтвердили вероятность реализации разработанного прогнозного сценария. Но произошедшее в феврале 2022 года негативное изменение геополитической ситуации вновь диктует необходимость корректировки прогнозов развития авиатранспортного рынка. В наибольшей мере это касается международных перевозок российских авиакомпаний, возможности выполнения которых, по крайней мере в краткосрочной перспективе, существенно ограничены враждебными санкциями в отношении использования российскими эксплуатантами воздушного пространства большинства европейских и ряда других стран, а также в отношении эксплуатации ими самолетов, принадлежащих западным лизингодателям. Последнее препятствует полноценному удовлетворению спроса на авиаперевозки даже по оставшимся доступными «пляжным» направлениям в такие страны, как Турция, Египет, Китай, Таиланд, Вьетнам, ОАЭ, воздушное сообщение России с которыми сохраняется.

Пока никто не может предсказать продолжительность «авиационной блокады», но уже очевидно, что ожидавшееся восстановление российского рынка международных авиаперевозок до «допандемийного» уровня будет замедлено и сопряжено с изменением структуры авиаперевозок по направлениям пассажиропотоков.

В новых геоэкономических условиях необходимо преодолеть зависимость ВТ от недружественных государств, что, прежде всего, требует формирования в России собственной полноценной системы поддержания летной годности самолетов иностранного производства, составляющих основу провозных мощностей российского парка самолетов. Кроме того, необходима интенсификация программ импортозамещения в сфере авиастроения для создания возможностей беспрепятственного пополнения российского парка современными отечественными пассажирскими самолетами вместо «санкционных» зарубежных самолетов. Соответствующие меры предпринимаются Правительством России.

В этой ситуации прогноз объемов перевозок российских авиакомпаний может носить только сценарный целевой характер. Предварительно можно предположить, что задача поддержания летной годности имеющегося у авиакомпаний парка «санкционных» зарубежных самолетов будет в основном решена, что позволит их использовать для выполнения, по крайней мере, внутренних

авиаперевозок. При условии восстановления положительного макроэкономического тренда это позволяет рассматривать для сегмента внутренних перевозок сохранение прогнозных показателей объемов, полученных для сценария развития, разработанного в условиях 2021 года. А именно, увеличение внутренних перевозок по сравнению с уровнем 2021 года на 11–23 % к 2025 году, а к 2030 году – на 24–52 %.

Для сегмента международных перевозок весьма вероятно снижение объемов в 2022 году из-за совокупности всех негативных факторов примерно вдвое. Их дальнейшее развитие будет в большей мере зависеть от поступления в парк новой отечественной авиатехники, интенсификация программ производства которой, очевидно, потребует определенного времени. Поэтому международный сегмент пока уступит внутренним перевозкам роль основного драйвера российского авиатранспортного рынка. В качестве одного из возможных сценариев можно рассматривать выход объемов международных перевозок российских авиакомпаний в 2025 году на уровень 2021 года, а в 2030 году – на уровень 2019 года.

При таком сценарии объем пассажирских авиаперевозок в целом может составить 260–280 млрд пасс.км в 2025 году, а в 2030 году достичь 390–440 млрд пасс.км. На внутренний рынок в 2025 году будет приходиться более 70 % объемов перевозок (185–205 млрд пасс.км). И в 2030 году внутренний рынок останется лидером, но его доля снизится до примерно 55 % (210–255 млрд пасс.км). Общий объем перевозок в 2030 году превысит уровень 2021 года на 62–81 %, а уровень 2019 года – на 22–37 %. При этом, по сравнению с прогнозом, разработанным из условий 2021 года, прогнозные оценки ниже в 1,2–1,5 раза (рис. 2).

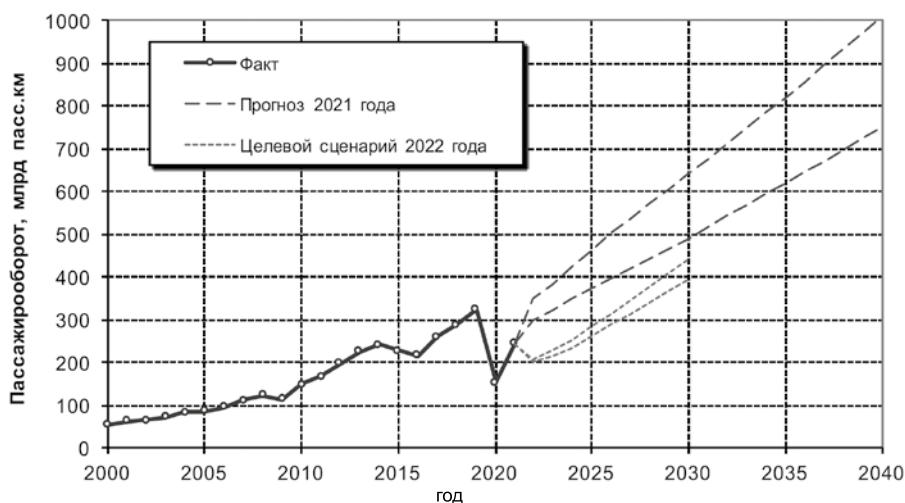


Рис. 2. Прогнозные сценарии пассажирооборота российских авиакомпаний

Таким образом, 2022 год внес новые коррективы в динамику пассажирооборота ВТ России, обусловленные неэкономическими факторами, последствия влияния которых пока характеризуются высокой степенью неопределенности. В дальнейшем по мере прояснения перспектив санкционной политики недружественных государств и их последствий для российской экономики необходимо проведение работ по актуализации прогнозов развития ВТ и актуализации стратегических отраслевых документов

Заключение

За 2001–2019 гг. объем пассажирских авиаперевозок российских авиакомпаний вырос более чем в 6 раз (до 323 млрд пасс.км) на фоне роста величины ВВП в 2 раза. За это время ВТ приобрел устойчивую экономически обусловленную тенденцию роста и дважды демонстри-

роval способность быстрого восстановления рынка после экономических кризисов (2009 и 2015–2016 гг.) по мере стабилизации экономики. Особенности российского рынка авиаперевозок стали повышенная эластичность спроса по величине ВВП, усиление государственной поддержки существенное влияние на рынок неэкономических факторов.

Кризис 2020 года, обусловленный пандемией коронавируса Covid-19, в наибольшей степени затронул международные авиаперевозки, объем которых уменьшился почти в 4 раза. Но и внутренний рынок сократился на 22 %. Внеэкономический характер кризиса 2020 года обусловил восстановление спроса на авиаперевозки по мере смягчения карантинных ограничений. Как следствие, восстановление внутреннего рынка началось еще в 2020 году, а в 2021 году внутренний пассажирооборот уже превысил показатели докризисного 2019 года на 23 %. Общий пассажирооборот воздушного транспорта России в 2021 году вырос в 1,6 раза и достиг 243 млрд пасс.км, что составило 75 % от показателей 2019 года.

Исходя из геоэкономических условий 2021 года, прогнозировалось возвращение российского рынка на докризисные тенденции роста авиаперевозок с достижением в 2030 году пассажирооборота в 490–640 млрд пасс.км при восстановлении объемов 2019 года в 2023 году. По сравнению с 2019 годом пассажирооборот российских авиакомпаний мог бы вырасти в 1,5–2,0 раза в 2030 году, а в 2040 году – в 2,3–3,1 раза.

Негативное изменение геополитической ситуации, произошедшее в феврале 2022 года, диктует необходимость корректировки прогнозов, разработанных из условий 2021 года, однако текущая ситуация характеризуется значительной неопределенностью. Одним из возможных сценариев развития ситуации является сохранение умеренной положительной динамики внутреннего рынка при сокращении объемов международных перевозок в краткосрочной перспективе из-за влияния совокупности всех негативных факторов. Это в конечном итоге может привести к снижению прогнозных оценок пассажирооборота на 2030 год в 1,2–1,5 раза по сравнению с прогнозом, разработанным из условий 2021 года.

В дальнейшем по мере прояснения перспектив санкционной политики недружественных государств и их последствий для российской экономики необходимо проведение работ по актуализации прогнозов развития ВТ и обновлению стратегических отраслевых документов.

Список источников

1. Лившиц В. Н. Системный анализ экономических процессов на транспорте. Москва: Транспорт, 1986. 240 с.
2. ICAO Circular 270-AT/111. Outlook for air transport, ICAO, 1997, 47 с.
3. ICAO Circular 313-AT/134. Outlook for air transport, ICAO, 2007, 53 с.
4. Васильева Е. М., Игудин Р. В., Лившиц В. Н. и др. Оптимизация планирования и управления транспортными системами / под ред. В. Н. Лившица. Москва: Транспорт, 1987. 56 с.
5. Дармоян П. А., Кучевский Н. Г. Методы прогнозирования пассажирских перевозок. Минск: Наука и техника, 1975. 120 с.
6. Проведение ежегодных исследований по комплексной оценке состояния парка ВС российских авиакомпаний и подготовка предложений по актуальным вопросам его развития на основе анализа предложений и технико-экономических показателей новой и модернизированной авиационной техники: Отчет о научно-исследовательской работе. Москва: ГосНИИ ГА, 2018–2019.
7. Страдомский О. Ю., Самойлов И. А. Развитие воздушного транспорта России: Доклад на 12-ой Международной научной конференции Гидроавиасалон-2018. Геленджик. 2018. С. 17–28.
8. Самойлов И. А., Страдомский О. Ю., Бородин М. А., Лесничий И. В., Самойлов В. И. Тенденции и прогнозы развития рынка авиаперевозок и парка авиакомпаний. Итоги прошедшего десятилетия // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2011. № 1 (312). С. 14–19.

9. Страдомский О. Ю., Лесничий И. В., Самойлов В. И., Кипчарский Д. А. Мониторинг рынка авиаперевозок и парка воздушных судов российских авиакомпаний // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2020. № 32. С. 17–28.

10. IATA Analytical materials and statistical data on world civil aviation, available at <https://www.iata.org/en/publications/economics> (accessed: 01.11.2005 – 20.01.2021).

References

1. Livshits V. N., *Sistemnyj analiz ehkonomicheskikh protsessov na transporte [System analysis of economic processes in transport]*, Moscow, Transport Publ., 1986, 240 p. (In Russ.)
2. ICAO Circular 270-AT/111. Outlook for air transport, ICAO, 1997, 47 p.
3. ICAO Circular 313-AT/134. Outlook for air transport, ICAO, 2007, 53 p.
4. Vasilyeva E. M., Igudin R. V., Livshits V. N. et al., *Optimizatsiya planirovaniya i upravleniya transportnymi sistemami [Optimization of planning and management of transport systems]*, Moscow, Transport Publ., 1987, 56 p. (In Russ.)
5. Darmoyan P. A., Kuchevsky N. G., *Metody prognozirovaniya passazhirskikh perevozok [Methods of forecasting passenger transportation]*, Minsk, Nauka i tekhnika Publ., 1975, 120 p.
6. Conducting annual studies on a comprehensive assessment of the state of the fleet of Russian airlines and preparing proposals on topical issues of its development based on the analysis of proposals and technical and economic indicators of new and modernized aviation equipment, Report on research work. Moscow, GosNII GA Publ., 2018–2019. (In Russ.)
7. Stradomsky O. Yu., Samoilov I. A., Development of Russian air transport: Report at the 12th International Scientific Conference Hydroaviatsalon-2018, Gelendzhik, 2018, pp. 17–28. (In Russ.)
8. Samoilov I. A., Stradomsky O. Yu., Borodin M. A., Lesnichij I. V., Samoilov V. I., Trends and forecasts of the development of the air transportation market and the airline fleet. The results of the past decade, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2011, no.1 (312), pp. 14–19. (In Russ.)
9. Stradomsky O. Yu., Lesnichij I. V., Samoilov V. I., Kipcharsky D. A., Monitoring of the air transportation market and the fleet of aircraft of Russian airlines, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2020, no. 32, pp. 17–28. (In Russ.)
10. IATA Analytical materials and statistical data on world civil aviation, available at <https://www.iata.org/en/publications/economics> (accessed: 01.11.2005 – 20.01.2021).

Информация об авторах

Самойлов Игорь Анатольевич, кандидат технических наук, начальник отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, aviamarket@gosniiga.ru

Лесничий Игорь Владимирович, кандидат экономических наук, зам. начальника 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

Кипчарский Дмитрий Анатольевич, научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, aviamarket@gosniiga.ru

Authors information

Samoylov Igor A., Candidate of Sciences (Engineering), Head of Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, aviamarket@gosniiga.ru

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 Vladislav I., Candidate of Sciences (Economics), Senior Research Fellow, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, aviamarket@gosniiga.ru

Kipcharskiy Dmitriy A., Research Fellow, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, aviamarket@gosniiga.ru

Статья поступила в редакцию 29.04.2022; одобрена после рецензирования 30.07.2022; принята к публикации 05.08.2022.

The article was submitted 29.04.2022; approved after reviewing 30.07.2022; accepted for publication 05.08.2022.

Научная статья
УДК 656.7.072.078

АНАЛИЗ МЕХАНИЗМОВ ДОЛГОСРОЧНОГО ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ВОЗДУШНЫХ ПЕРЕВОЗОК

А. А. ФРИДЛЯНД, А. П. ЧУБУКОВ

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. Гражданская авиация (ГА) – одна из ключевых составляющих мировой транспортной системы – вносит значительный вклад в развитие мировой экономики. В статье проведен анализ подходов к прогнозированию пассажирских авиаперевозок в мире, а также в отдельных странах. Исследованы ретроспектива (1975–2021 гг.) и прогноз (2022–2045 гг.) мирового пассажирооборота ГА. Определен мультипликатор (пассажирооборот/ВВП): отношение среднего темпа роста мирового пассажирооборота ГА к среднему темпу роста мирового ВВП по интервалам времени. По аналогии с мировыми показателями были исследованы ретроспектива и прогноз перевозок пассажиров ГА России 1990–2045 гг. В статье представлен текущий и прогнозный мультипликаторы соотношения темпов роста пассажирооборота ГА России и темпов роста мирового пассажирооборота. Предложен прогноз полного восстановления пассажирских авиаперевозок после коронавирусной пандемии в России и мире, определена возможность дальнейшего использования изложенных прогнозных подходов в России в новых экономических и геополитических условиях.

Ключевые слова: валовой внутренний продукт (ВВП), пассажирооборот, пассажиропоток, пассажирские авиаперевозки, прогнозирование, авиационная подвижность, гражданская авиация, авиационная техника

Для цитирования: Фридлянд А. А., Чубуков А. П. Анализ механизмов долгосрочного прогнозирования воздушных перевозок // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 39. С. 90–100.

LONG-TERM FORECASTING METHODS FOR AIR TRANSPORTATION

A. A. FRIDLYAND, A. P. CHUBUKOV

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

Abstract. Civil aviation is one of the key components of the world transport system, which contributes significantly to the development of the global economy. The research analyses the approaches to forecasting air passenger transportation in the world, as well as in other individual countries. The retrospective (1975-2021) and forecast (2022-2045) of the world passenger turnover of civil aviation are investigated. The ratio passenger traffic/GDP was determined, which is defined as the ratio between the average global passenger traffic growth rate to the average global GDP growth rate at particular time intervals. Similarly to the global index, the retrospective and the forecast of civil aviation passengers in Russia between 1990 and 2045 were analyzed. The article presents the findings related to the current and anticipated index of the ratio between the Russian and the global civil aviation passenger traffic growth rates. The article offers the forecast for the full recovery of civil aviation after the coronavirus pandemic in Russia and in the world. The research identified the possibility for the use of the forecasting methods in Russia with the new economical and geopolitical situation in min.

Keywords: gross domestic product (GDP), passenger traffic, passenger flow, passenger air transportation, forecasting, aviation mobility, civil aviation, aviation equipment

For citation: Fridlyand A. A., Chubukov A. P., Long-term forecasting methods for air transportation, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2022, no. 39, pp. 90–100. (In Russ.)

Введение

Модели прогнозирования воздушных перевозок представлены во многих методических материалах и рекомендациях, в том числе детально изложены в рекомендациях по прогнозированию Международной организации гражданской авиации – ИКАО [1], статьях [2–4] и др.

Прогнозы авиаперевозок различаются по видам объектов прогнозирования:

- между аэропортами – для аэропортовой сети страны или региона, между парой населенных пунктов или на воздушной линии;
- на воздушной сети авиакомпании;
- между регионами (внутри страны);
- между странами;
- между крупными международными регионами (Европа, Азиатско-Тихоокеанский регион, Северная Америка, Африка и др.).

При построении прогнозов перевозок для конкретной страны могут рассматриваться различные варианты: для совокупности авиакомпаний – резидентов страны (все перевозки авиакомпаний страны) или для совокупности аэропортов страны (обслуживание отечественных и зарубежных авиакомпаний в аэропортах страны).

Обычно прогноз объемов авиаперевозок формируется на макроуровне с применением эконометрических математических моделей, а затем, с учетом полученных результатов, выполняются детализированные расчеты ожидаемых перевозок на микроуровне (регион, аэропорт, авиакомпания, воздушная линия). При прогнозировании применяются различные количественные и качественные методики.

Общие методические подходы к прогнозированию воздушных перевозок

В расчетах могут использоваться показатели эластичности спроса, которые строятся на соотношении процентного изменения величины перевозок к величине процентного изменения влияющих на перевозки социально-экономических факторов.

Для показателя Валового внутреннего продукта (ВВП) коэффициент эластичности спроса обычно составляет $1,5 \div 2,5$ с большим показателем эластичности при неразвитом рынке [1, 5].

На основе статистики мирового рынка авиаперевозок [1, 2] построена представленная ниже мультипликативная модель:

$$P_M = 933 I_{\text{ВВП}}^{2,31} I_D^{-0,27},$$

где:

P_M – мировой пассажирооборот, измеряемый в млрд пасс. км в год.

$I_{\text{ВВП}}$ – индекс роста реального мирового ВВП – отношение темпов роста мирового ВВП (в %) в анализируемом (прогнозном) году к аналогичному показателю 1980 года (в %);

I_D – индекс роста реальной доходности пассажирской авиаперевозки (авиатарифа) – отношение темпов роста среднего реального авиатарифа в денежных единицах в анализируемом (прогнозном) году к аналогичному показателю 1980 года.

Модель имеет мультипликативную форму, степенные показатели отражают эластичность спроса на авиаперевозки (в млрд. пасс. км на уровне страны или группы стран) к темпам роста

ВВП на уровне страны или группы стран (+2,31 % роста на 1 % роста ВВП и –0,27 % снижения на 1 % роста среднего авиатарифа).

При прогнозировании пассажирских перевозок в мировой практике также может применяться трехфакторная аддитивная математическая модель

$$Y = a_0 (X_1^{a_1} X_2^{a_2} X_3^{a_3} X_4),$$

где

X_1 – индекс физического объема валового регионального продукта (к предыдущему году);

X_2 – индексы физического объема инвестиций в основной капитал (к предыдущему году);

X_3 – рост населения (к предыдущему году);

X_4 – коэффициент, учитывающий влияние нерегулярных факторов, условий применения модели;

a_0, a_1, a_2, a_3 – коэффициенты регрессии, определяемые с помощью стандартных статистических методов;

Y – темпы роста пассажирских перевозок.

Y, X_1, X_2 и X_3 – исходные данные для статистической обработки.

В российских прогнозных исследованиях также применяют мультипликативную модель, связывающую пассажиропоток – ПП (через аэропорт, для отрасли, авиакомпании) с удельным ВВП на душу населения России ($ВВП/N_n$) и численностью населения России N_n :

$$ПП = k (ВВП/N_n)^a N_n^b,$$

где k, a и b – определяемые на основе ретроспективной информации статистические коэффициенты.

Исследования указывают на наличие тесной взаимосвязи между значениями темпов роста (снижения) пассажиропотока и динамикой ВВП. ВВП учитывает как уровень деловой активности в стране (регионе), так и динамику доходов населения, вследствие чего имеет корреляцию с ростом авиаперевозок.

Зависимость перевозок от ВВП наблюдается во многих развитых странах. Например, фирма «Боинг» использует для прогноза внутренних авиаперевозок США зависимость изменения суммарного пассажирооборота от изменения ВВП:

$$y = 0,78x - 1,5 \%,$$

где x – изменения ВВП в процентах; y – изменения суммарного пассажирооборота в процентах [6].

Помимо перечисленных экономических факторов при прогнозировании воздушных перевозок используются также и другие факторы:

- развитие внешней торговли;
- смягчение/ужесточение валютных ограничений;
- развитие туризма (внутреннего, внешнего);
- либерализация рынка авиауслуг;
- государственная политика стимулирования спроса на пассажирскую авиаперевозку (субсидирование перевозок и тарифная политика аэропортов).

Авиационная подвижность и ВВП на душу населения

С величиной ВВП на душу населения тесно статистически связан показатель авиационной подвижности (мобильности) населения (количество полетов в год на одного жителя), объективно характеризующий степень развития авиаперевозок в стране. В странах с высокими значениями

ВВП на душу населения, как правило, велика и мобильность населения, а экономически слабо развитые страны с низкими доходами граждан имеют невысокую интенсивность авиационных перевозок на душу населения. Авиационная подвижность (мобильность) на душу населения в количестве полетов в год через российские аэропорты на 1 жителя по итогам 2019 года составляла около 1 авиаобслуживания в год на 1 чел, что в 2–3 раза ниже авиаподвижности в Европе и Северной Америке и указывает на высокий потенциал будущего роста авиаподвижности в России.

Ретроспектива и прогноз мирового пассажирооборота ГА 1961–2045 гг.

На рис. 1 представлена динамика мирового пассажирооборота ГА в ретроспективе (1975–2021 гг.) и в прогнозном периоде (2022–2045 гг.).

График сформирован на основе данных: 1961–2000 гг. – из [1]; 2000–2019 гг. – расчеты разработчика по данным ИКАО; 2019–2021 гг. из [6].

Прогноз динамики темпов мирового ВВП в 2021–2024 годах основывается на прогнозе мирового ВВП Всемирного банка (рост в % относительно предыдущего года): 2021 +5,6 %, 2022 +4,2 %, 2023 +3,1 %, 2024 +3 %, далее – рост с темпом 3 % в год.



Рис. 1. Мировой пассажирооборот ГА (ретроспектива и прогноз на 2022–2045 гг.)

В табл. 1 представлена динамика осредненных (сглаженных) значений мультипликатора «пассажирооборот/ВВП»: отношение среднего темпа роста мирового пассажирооборота ГА к среднему темпу роста мирового ВВП.

Таблица 1

Динамика осредненных (сглаженных) значений мультипликатора «пассажирооборот/ВВП»

Интервалы осреднения показателей, годы	1961–1980 гг.	1971–1990 гг.	1981–2000 гг.	1991–2010 гг.	2001–2019 гг.	2025–2045 гг. (прогноз)
Середина интервала, годы	1970	1980	1990	2000	2010	2035
Темп роста мирового ВВП по интервалам, %	4,32	2,88	2,28	3,25	3,74	3,00
Темп роста мирового пассажирооборота ГА по интервалам, %	11,40	7,67	6,02	5,73	5,91	4,20
Показатель мирового пассажирооборота ГА по интервалам, млрд пасс. км	439	951	1760	2983	5183	14085

Продолжение таблицы 1

Интервалы осреднения показателей, годы	1961–1980 гг.	1971–1990 гг.	1981–2000 гг.	1991–2010 гг.	2001–2019 гг.	2025–2045 гг. (прогноз)
Середина интервала, годы	1970	1980	1990	2000	2010	2035
Динамика авиационной подвижности населения мира, пасс. км на 1 чел. в год	112	206	324	477	735	1574
Мультипликатор, ед.	2,64	2,66	2,64	1,77	1,58	1,40

На основе анализа данных табл. 1 и аналогичных данных по российскому авиатранспортному рынку были построены графики, представленные на рис. 2, 3.

На рис. 2 представлена динамика мультипликатора (пассажирооборот/ВВП) по интервалам лет. Как видно из рис. 2, значение указанного мультипликатора для мирового авиатранспортного рынка на перспективу по мере экономического роста в мире снижается.



Рис. 2. Мультипликатор (пассажирооборот/ВВП) по интервалам времени

На рис. 3 представлена в динамике связь мультипликатора «темпы роста мирового пассажирооборота ГА/темпы роста ВВП» и авиационной подвижности населения. Из представленного графика видна тенденция снижения значения мультипликатора по мере роста авиаподвижности населения.

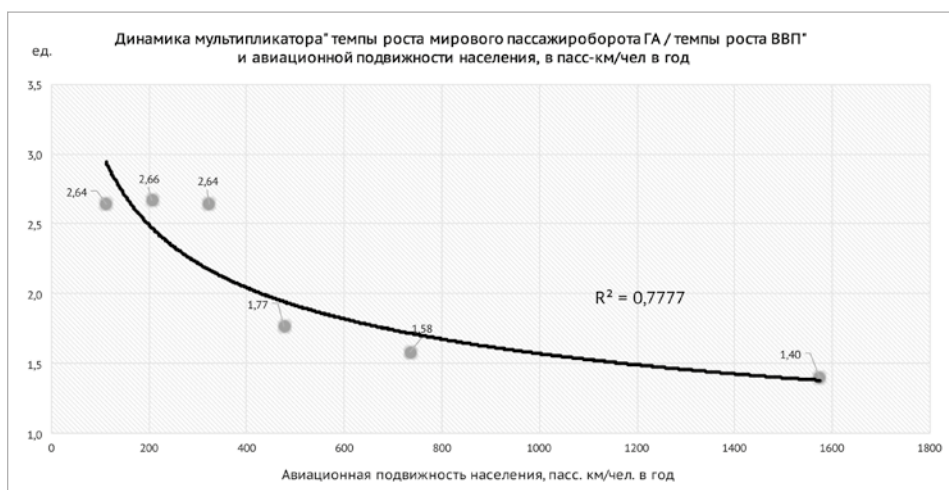


Рис. 3. Динамика и взаимосвязь мультипликатора (темпы роста мирового пассажирооборота ГА/темпы роста ВВП) и авиационной подвижности населения (в пасс. км/чел. в год)

Восстановление пассажирских авиаперевозок после коронавирусной пандемии

Продолжавшаяся с 2020 года пандемия Covid-19 оказала существенное влияние на авиатранспортную отрасль: в 2020 году спад мирового пассажирооборота составил 66 %, в российской ГА – 52,5 %. С учетом предпринимаемых государствами антиковидных мер ИКАО ожидало восстановления докризисного уровня мировых авиаперевозок 2019 года, в зависимости от различных сценариев посткризисного восстановления, примерно в 2024–2025 гг., после чего ожидалось восстановление ранее прогнозируемых трендов и темпов отраслевого развития на уровне около 4,2 % в год.

Аналогичным образом (но с более быстрыми сроками восстановления – в 2023–2024 гг. в связи с большой долей внутренних перевозок) ожидалась динамика восстановительного роста российской авиатранспортной отрасли. С 2025 года темп роста мировой ГА, как ожидалось, восстановится до прогнозируемого еще в доковидный период уровня 4,2 % в год (Route Group and Global Compound Annual Growth Rates (CAGR) of Forecasted RPKs). При этом государственные антиковидные меры и санитарно-эпидемиологические ограничения вносят изменения в технологию обслуживания авиапассажиров, что удорожает себестоимость авиаперевозок.

Ретроспектива и прогноз перевозок пассажиров ГА России в 1990–2045 гг.

На основе данных табл. 2 и данных по российскому авиатранспортному рынку построены графики рис. 4, 5. На рис. 4 представлен мультипликатор (пассажирооборот/ВВП), измеряемый соотношением среднего темпа роста пассажирооборота ГА России к среднему темпу роста ВВП по интервалам времени. Как видно из графика, значение мультипликатора на перспективу снижается.

На рис. 5 представлена динамика связи мультипликатора «темпы роста пассажирооборота ГА России/темпы роста ВВП России» и авиационной подвижности населения России. Из представленного графика видна тенденция роста значения мультипликатора по мере роста авиационной подвижности населения России, что резко отличает ситуацию на российском авиатранспортном рынке от мировых тенденций (здесь сказывается эффект огромных расстояний и удаленных территорий России, когда при росте доходов населения в первую очередь возрастают дальние авиаперевозки).

Таблица 2

Динамика осредненных (сглаженных) значений мультипликатора «пассажирооборот ГА России/пассажирооборот мировой ГА»

Показатели/Интервалы осреднения показателей, годы	1991–2010 гг.	1996–2015 гг.	2001–2019 гг.	2006–2019 гг.	2011–2019 гг.
Середина интервала, годы	2000	2005	2009	2012	2014
Динамика среднего темпа роста ВВП России по интервалам, %	0,7	3,3	3,4	2,4	1,6
Средний темп роста пассажирооборота ГА России по интервалам, %	0,5	6,4	10,2	10,3	9,5
Мультипликатор «пассажирооборот/ВВП» по интервалам	1,29	2,42	2,89	3,34	4,11
Средний темп роста мирового пассажирооборота ГА по интервалам, %	5,73	5,88	5,91	6,57	6,49
Среднее значение показателя пассажирооборота ГА России по интервалам	87,3	115,3	163,3	195,6	237,9

Продолжение таблицы 2

Показатели/Интервалы осреднения показателей, годы	1991–2010 гг.	1996–2015 гг.	2001–2019 гг.	2006–2019 гг.	2011–2019 гг.
Середина интервала, годы	2000	2005	2009	2012	2014
Среднее значение авиационной подвижности населения России по интервалам	600	800	1129	1352	1637
Мультипликатор «пассажирооборот ГА России/мировой пассажирооборот» по интервалам	0,08	1,08	1,73	1,56	1,46
Среднее соотношение темпов роста пассажирооборота ГА России и мирового пассажирооборота ГА в 2001–2019 гг.			1,6		
Долгосрочный прогнозный темп роста мирового пассажирооборота ГА (ИКАО) , %					4,20
Соотношение между темпами роста мирового пассажирооборота и пассажиропотока в 2001–2019 гг. , %					1,0956
Долгосрочный темп роста пассажирооборота ГА России в 2024–2035 гг. , %					6,72
Долгосрочный темп роста пассажиропотока через аэропорты России в 2025–2035 гг. , %					6,13

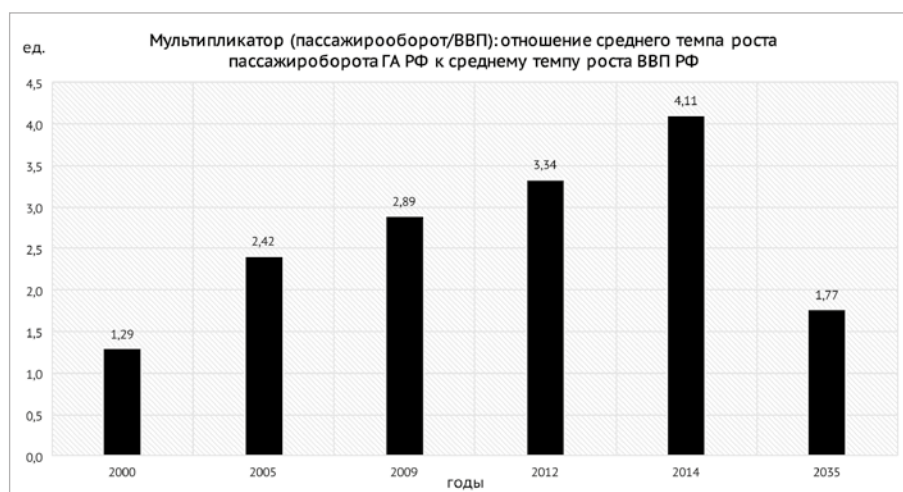


Рис. 4. Мультипликатор (пассажирооборот/ВВП) для России в динамике

На рис. 6 представлена модель прогнозного мультипликатора (пассажирооборот ГА России/мировой пассажирооборот). В нашей прогнозной задаче на основе статистики мы моделируем динамику рассматриваемого мультипликатора с помощью S-функции Гомперца, широко применяемой при прогнозировании результатов научно-технического прогресса.

Среднее значение мультипликатора (пассажирооборот ГА России/мировой пассажирооборот) в первые два десятилетия XXI века составило около 1,6, но на графике рис. 6 уже видно, что в 2011–2019 гг. он равен 1,46, т. е. снижается. В перспективе он будет стремиться к 1, что связано с тем, что российский авиатранспортный рынок является частью мирового и при дальнейшем своем развитии и стабилизации российский сегмент по своим динамическим показателям и тенденциям развития будет стремиться к его показателям.

Далее, в условиях реализации параметров рассматриваемого прогноза, можно было ожидать к 2030 году по ГА России перевозки ≈ 212 млн пасс. в год, к 2035 году ≈ 267 млн пасс. в год.

При построении динамики российского рынка пассажирских авиаперевозок использовались данные [8–13].

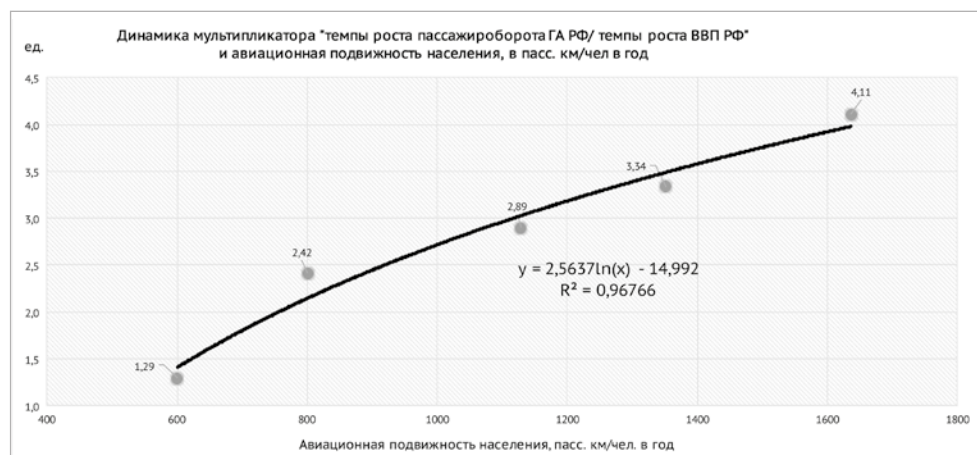


Рис. 5. Динамика мультипликатора «темпы роста пассажирооборота ГА России/ темпы роста ВВП России» и авиационная подвижность населения (пасс. км/чел в год)



Рис. 6. Текущий и прогнозный мультипликатор «пассажирооборот ГА России/мировой пассажирооборот»

Текущая ситуация на авиатранспортном рынке Российской Федерации

В феврале-марте 2022 года российская авиатранспортная отрасль столкнулась с геополитическими вызовами: рядом государств были введены ограничения на поставку российским авиакомпаниям воздушных судов (ВС), авиакомпонентов иностранного производства и на предоставление технического обслуживания ВС.

Кроме того, ряд предприятий российской авиатранспортной отрасли и отрасли авиапромышленности попал под так называемые блокирующие санкции, в связи с чем им был закрыт прямой доступ к внешним рынкам товаров и услуг.

В сложившихся условиях структура парка ВС российских эксплуатантов является неоптимальной: из 1287 эксплуатируемых российскими авиакомпаниями ВС только 470 произведено в России или в бывшем СССР. На ВС иностранного производства, а также на SSJ-100, в производстве которых использовались иностранные авиадвигатели, агрегаты и комплектующие, перевозится более 90 % российских авиапассажиров.

В этой связи стратегической задачей российской авиатранспортной отрасли является ускоренный переход на отечественную авиационную технику (АТ). При этом к наиболее важным вызовам, требующим в настоящее время особого подхода к государственному регулированию на воздушном транспорте, относятся:

- организация снабжения запчастями, поддержание действия сертификатов соответствия в отношении АТ иностранного производства и российской АТ, производимой с кооперацией в части иностранных авиадвигателей, комплектующих систем, агрегатов и др.

- «закрытие неба» со стороны ряда государств, в первую очередь в Европе и Северной Америке, что ведет к искажению финансовой модели перевозчиков;

- переформатирование действующих механизмов лизинга с иностранными лизингодателями.

В дальнейшем, в зависимости от рассматриваемых сценариев преодоления кризисной ситуации, из-за дефицита авиапарка в 2024–2027 гг. возможен спад на российском пассажирском авиатранспортном рынке, который за счет реализуемых антикризисных мер затем, как ожидается, восстановится в 2028–2030 гг.

Данная ситуация является чрезвычайной, кризисной. Указанные ситуации на авиатранспортном рынке России возникали неоднократно, однако, после их преодоления (восстановления разрушенных ранее производственных связей и цепочек, преодоления дефицита провозных мощностей) кризис, как правило, преодолевается. После этого российский рынок ГА ожидает «интенсивный рост – отскок», в результате которого показатели рыночной динамики роста пассажирских авиаперевозок будут стремиться вернуться к ранее сформировавшемуся долговременному тренду [2, 3].

Заключение

Исследования указывают на наличие тесной взаимосвязи между значениями темпов роста (снижения) пассажиропотока и динамикой ВВП. ВВП учитывает как уровень деловой активности, так и динамику доходов населения, вследствие чего имеет корреляцию с ростом авиаперевозок.

С величиной ВВП на душу населения статистически тесно взаимосвязан показатель авиационной подвижности населения (количество полетов в год на одного жителя), который характеризует уровень развития авиаперевозок в стране. В странах, где значения ВВП на душу населения высокие, как правило, авиационная подвижность населения также высока. Страны с низкими личными доходами граждан имеют невысокую интенсивность авиационных перевозок на душу населения.

Статистика и прогнозы мирового авиатранспортного рынка показывают, что отношение среднего (сглаженного) темпа роста мирового пассажирооборота ГА к среднему темпу роста мирового ВВП по мере экономического роста в мире снижается. В то же время в России совершенно иная связь динамики мультипликатора «темпы роста пассажирооборота ГА России/ темпы роста ВВП России» и авиационной подвижности российского населения. Наблюдается тенденция роста значения мультипликатора по мере роста авиаподвижности населения России (влияние эффекта огромных расстояний и удаленных территорий России, когда при росте доходов населения в первую очередь возрастают дальние авиаперевозки).

Среднее значение соотношения темпов роста пассажирооборота ГА России и темпов роста мирового пассажирооборота в первые два десятилетия XXI века составило около 1,6, но по представленным в статье данным видно, что в 2011–2019 гг. он уже равен 1,46, т. е. снижается. Данный показатель в перспективе будет стремиться к 1. Такая динамика объясняется тем, что российский авиатранспортный рынок является частью мирового и при дальнейшем своем развитии российский сегмент по своим динамическим показателям и тенденциям будет стремиться к мировым пропорциям.

Список источников

1. ICAO Doc 8991 AT/722/3 “Manual on Air Traffic Forecasting” Third Edition, 2006, available at: https://www.icao.int/MID/Documents/2014/Aviation%20Data%20Analyses%20Seminar/8991_Forecasting_en.pdf (accessed: 26.04.2022).
2. Фридлянд А. А., Чубуков А. П. Развитие пассажирских авиаперевозок и динамика макроэкономических процессов // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2019. № 28. С. 93–102.
3. Демин С. С., Фридлянд А. А., Чубуков А. П. Перспективы посткризисного восстановления российского авиатранспортного рынка // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2021. № 34. С. 102–112.
4. Транспортная стратегия Российской Федерации до 2030 года с прогнозом на период до 2035 года. [Электронный ресурс]. URL: <https://mintrans.gov.ru/documents/8/115777> (дата обращения: 26.04.2022).
5. Прогноз объемов перевозок российских авиакомпаний в 2003 году. Институт автоматизированных технологий на воздушном транспорте (ИАТ ВТ), 2003. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.aviaport.ru/digest/2003/03/18/47271.html> (дата обращения: 26.04.2022).
6. Рождественская Я. В 2020 году пассажирские авиаперевозки в мире упали на 66 %. 2021. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.kommersant.ru/doc/4673313> (Дата обращения: 26.04.2022).
7. Отчет о финансовой деятельности авиапредприятий и организаций воздушного транспорта. Статистические данные АО «Транспортная Клиринговая палата» за 2000–2021 гг. [Электронный ресурс]. URL: <https://normativ.kontur.ru/document?moduleId=1&documentId=211831&> (дата обращения: 26.04.2022).
8. Сведения о парке воздушных судов. Статистические данные АО «Транспортная Клиринговая палата» за 2000–2021 гг. [Электронный ресурс]. URL: <https://favt.gov.ru/public/materials/0up/metpos2008.pdf?ysclid=l4rarc8zv309566374> (дата обращения: 26.04.2022).
9. Сведения о работе воздушных судов. Статистические данные АО «Транспортная Клиринговая палата» за 2000–2021 гг. [Электронный ресурс]. URL: <https://favt.gov.ru/public/materials/0up/metpos2008.pdf?ysclid=l4rarc8zv309566374> (дата обращения: 26.04.2022).
10. Сведения о перевозках пассажиров и грузов. Статистические данные АО «Транспортная Клиринговая палата» за 2000–2021 гг. [Электронный ресурс]. URL: <https://favt.gov.ru/public/materials/0up/metpos2008.pdf?ysclid=l4rarc8zv309566374> (дата обращения: 26.04.2022).
11. Гарант (справочно-правовая система). Индекс потребительских цен. [Электронный ресурс]. URL: <http://base.garant.ru/149900/#friends> (дата обращения: 26.04.2022).
12. Фридлянд А. А., Низаметдинов Р. Р. Российские авиаперевозки: себестоимость и динамика цен // Научный Вестник ГосНИИ ГА. 2015. № 11. С. 59–66.

References

1. ICAO Doc 8991 AT/722/3 “Manual on Air Traffic Forecasting” Third Edition, 2006, available at: https://www.icao.int/MID/Documents/2014/Aviation%20Data%20Analyses%20Seminar/8991_Forecasting_en.pdf (accessed: 26.04.2022).
2. Fridlyand A. A., Chubukov A. P., Development of passenger traffic and dynamics of macroeconomic processes, *Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2019, no. 28, pp. 93–102. (In Russ.)
3. Demin S. S., Fridlyand A. A., Chubukov A. P., Prospects for post-crisis recovery Russian air transport market, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2021, no. 34, pp. 102–112. (In Russ.)
4. Transport strategy of the Russian Federation for the period up to 2030, available at: <https://mintrans.gov.ru/documents/8/115777> (accessed: 26.04.2022). (In Russ.)
5. Forecast of traffic volumes of Russian airlines in 2003, Institute of Automated Technologies in Air Transport (IAT AT), 2003, available at: <https://www.aviaport.ru/digest/2003/03/18/47271.html> (accessed: 04/26/2022). (In Russ.)

6. Rozhdestvenskaya Ya., In 2020, passenger air transportation in the world fell by 66 %, 2021, available at: <https://www.kommersant.ru/doc/4673313> (accessed: 04/26/2022). (In Russ.)
7. Report on the financial activities of air enterprises and air transport organizations, Statistical data of JSC “Transport Clearing House” for 2000–2021, available at: <https://normativ.kontur.ru/document?moduleId=1&documentId=211831&> (accessed: 04/26/2022). (In Russ.)
8. Information about the fleet of aircraft, Statistical data of JSC “Transport Clearing House” for 2000–2021, available at: <https://favt.gov.ru/public/materials/0up/metpos2008.pdf?ysclid=l4rarc8zv309566374> (accessed: 04/26/2022). (In Russ.)
9. The aircraft operations, Commercial Air Carriers, Statistical data of JSC “Transport Clearing House” for 2000–2021, available at: <https://favt.gov.ru/public/materials/0up/metpos2008.pdf?ysclid=l4rarc8zv309566374> (accessed: 04/26/2022). (In Russ.)
10. Information on the transportation of passengers and cargo, Statistical data of JSC “Transport Clearing House” for 2000–2021, available at: <https://favt.gov.ru/public/materials/0up/metpos2008.pdf?ysclid=l4rarc8zv309566374> (accessed: 04/26/2022). (In Russ.)
11. The GARANT (legal reference system), Consumer price Index, available at: <http://base.garant.ru/149900/#friends> (accessed: 26.04.2022). (In Russ.)
12. Fridlyand A. A., Nizametdinov R. R., Russian air transportation: cost and price dynamics, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2015, no. 11, pp. 59–66. (In Russ.)

Информация об авторах

Фридлянд Александр Абрамович, доктор экономических наук, директор Научного центра, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, info@aeroprogress.ru

Чубуков Александр Петрович, кандидат экономических наук, старший научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, nv-center@mail.ru

Authors information

Fridlyand Alexander A., Doctor of Sciences (Economics), Director of The Scientific Center, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, info@aeroprogress.ru

Chubukov Alexander P., Candidate of Sciences (Economics), Senior Researcher, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, nv-center@mail.ru

Статья поступила в редакцию 27.05.2022; одобрена после рецензирования 04.08.2022; принята к публикации 09.08.2022.

The article was submitted 27.05.2022; approved after reviewing 04.08.2022; accepted for publication 09.08.2022.

Научная статья
УДК 351.814.2

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРИЕМЛЕМОГО УРОВНЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ ПОСТАВЩИКА АВИАЦИОННЫХ УСЛУГ

В. М. РУХЛИНСКИЙ¹, А. А. ХАУСТОВ²

¹ Межгосударственный авиационный комитет, Москва, Россия

² Авиакомпания «Россия», Санкт-Петербург, Россия

Аннотация. Современные российские и международные требования к Системам управления безопасностью полетов (БП) поставщиков авиационных услуг (ПАУ) предполагают разработку и применение методов проверки эффективности обеспечения БП и подтверждения действенности методов контроля рисков для БП. На практике это выражается в определении совокупности целей в области БП, разработке номенклатуры показателей эффективности обеспечения БП (SPI) и установления соответствующих им заданных значений эффективности обеспечения БП (SPT). Работа посвящена рассмотрению применяемых в международной гражданской авиации подходов к определению SPT ПАУ. Обсуждаются подходы к определению заданного значения SPT для опережающих и запаздывающих SPI. На основе реальных исходных данных Межгосударственного авиационного комитета и Федерального авиационного управления США продемонстрирована практическая применимость рассматриваемых подходов. Рассмотрен статистический аппарат, лежащий в основе методов определения SPT. Показана зависимость применимости методов определения значения SPT от располагаемых ПАУ исходных данных. Указано на очевидный недостаток нормативно-правовой системы регулирования гражданской авиации Российской Федерации, заключающийся в отсутствии Государственной программы по БП, удовлетворяющей требованиям Приложения 19 ICAO. В частности, в настоящий момент целевой (минимальный) уровень БП определен только для разработчиков авиационной техники и обслуживания воздушного движения.

Ключевые слова: гражданская авиация, безопасность полетов, авиационная техника, авиационные происшествия, воздушные суда, ICAO

Для цитирования: Рухлинский В. М., Хаустов А. А. Определение приемлемого уровня безопасности полетов поставщика авиационных услуг // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 39. С. 101–112.

ESTABLISHING A TARGET LEVEL OF SAFETY FOR AN AVIATION SERVICE PROVIDER

V. M. RUKHLINSKIY¹, A. A. KHAUSTOV²

¹ The Interstate Aviation Committee, Moscow, Russia

² Rossiya Airlines, Saint Petersburg, Russia

Abstract. Modern Russian and international requirements for Safety Management Systems of Aviation Service Providers (ASP) require the development and application of methods for verifying the effectiveness of safety performance and confirming the effectiveness of safety risk controls. In practice, this is expressed in the definition of a set of Safety objectives and accompanying safety performance indicators (SPIs) and safety performance targets (SPTs). The work is devoted to the consideration of approaches used in international civil

aviation to determine the SPT ASP. Approaches to the determination of SPT for leading and lagging SPI are discussed. On the basis of real safety data of the Interstate Aviation Committee and the US Federal Aviation Administration, the practical applicability of the considered approaches is demonstrated. The statistical apparatus underlying the methods for determining SPT is considered. The dependence of the applicability of methods for determining the SPT on the available ASPs of the safety data is shown. The obvious shortcoming of the legal system of regulation of civil aviation of the Russian Federation is indicated, which consists in the absence of the State safety program that meets the requirements of Appendix 19 of ICAO. In particular, at the moment the target (minimum) level of safety is defined only for developers of aviation equipment and air traffic services.

Keywords: civil aviation, aviation safety, aircraft equipment, aviation accident, aircraft, ICAO

For citation: 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.)

Введение

Требования Международной организации гражданской авиации (ИКАО) к Системе управления безопасностью полетов (СУБП) поставщиков авиационных услуг (ПАУ) предполагают разработку и применение методов проверки эффективности обеспечения безопасности полетов (БП) (safety performance) и подтверждения действенности методов контроля рисков для БП [1]. Эффективность обеспечения БП устанавливается ПАУ по отношению к показателям эффективности обеспечения БП (safety performance indicator – SPI) и их заданными уровнями (safety performance target – SPT) в рамках СУБП в целях обеспечения выполнения задач организации в области БП [1, 2].

SPT определяется ИКАО как планируемая или предполагаемая государством или ПАУ целевая установка для SPI на заданный период, отражающая цели в области БП [1, 2]. Графическое представление взаимосвязи цели в области БП, SPI и его значения SPT может быть интерпретировано в виде триады (рис. 1) [3].

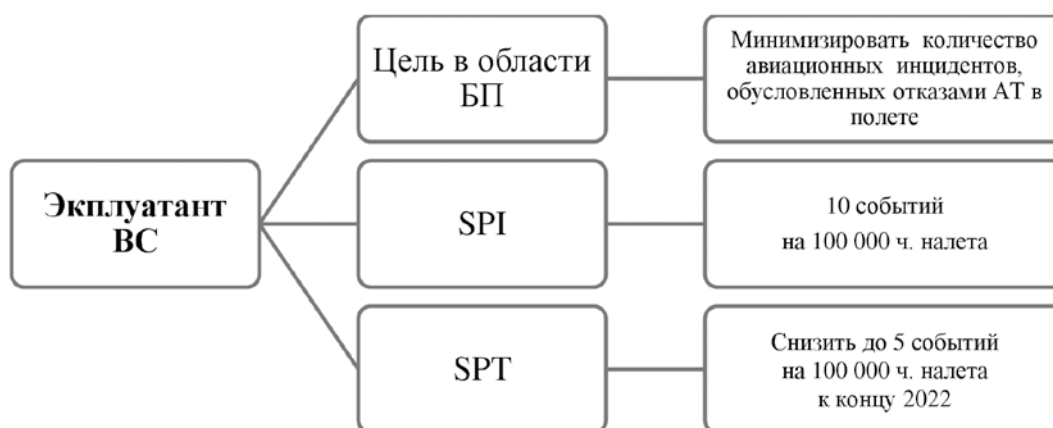


Рис. 1. Взаимосвязь цели в области БП, SPI и SPT

Требуемые ИКАО методы проверки эффективности обеспечения БП являются частным случаем реализации подхода, основанного на характеристиках (performance-based approach – PBA) [4, 5]. Реализация подхода PBA предполагает последовательную итерационную реализацию четырех этапов [5]:

1. Выявление основных проблемных вопросов и установление целей.
2. Определение номенклатуры показателей.

3. Мониторинг значений показателей.

4. Разработка и реализация мероприятий по улучшению значений показателей.

Подход РВА, базируется на следующих принципах:

- основной акцент на требуемые результаты посредством принятия задач и целевых показателей эффективности работы;
- принятие информированных решений, направленных на достижение требуемых результатов;
- использование фактов и данных при принятии решений.

РВА представляет собой форму организации процесса управления эффективностью. Ключевым аспектом применения подхода РВА для проверки эффективности обеспечения БП является определение значений SPT для SPI. Рассмотрению применяемых в гражданской авиации (ГА) подходов к решению данной задачи посвящена настоящая работа.

Постановка задачи и основные приближения

Рассматривается задача определения значения SPT для SPI ПАУ, то есть приемлемого уровня БП. Будем полагать, что в наличии имеются данные о результатах эксплуатационной деятельности заданного ПАУ. В связи с предположением о наличии объективных данных о результатах эксплуатационной деятельности ПАУ в прошлом в работе не будут рассматриваться экспертные методы определения значения SPT, использованные, например, в [6].

Значение SPT необходимо установить для следующих видов SPI [3, 5] (рис. 2):

- запаздывающие показатели:
 - показатели для событий со значительными последствиями и низкой частотой;
 - показатели для событий с незначительными последствиями и высокой частотой;
- опережающие показатели.



Рис. 2. Виды SPI

Используя исходные данные о значениях трех указанных видов SPI в прошлом необходимо задать для них значения SPT, удовлетворяющие SMART-критерию. SMART-критерий разработан Джорджем Дораном в 1981 году [2]. SMART-критерий предполагает, что цели в области БП, SPI и SPT должны быть:

- конкретными (specific),
- измеряемыми (measurable),
- достижимыми (assignable),
- надежными (realistic) и
- своевременными (time-related).

Соответствие совокупности целей в области БП, SPI и SPT SMART-критерию позволяет ПАУ более объективно оценивать эффективность обеспечения функционирования своей системы БП [2].

Исходные данные

В четвертом издании ICAO Doc 9859 [2] обосновывается необходимость наличия и использования для анализа состояния БП исходных данных, а также важность корректного управления ими. Из этого вытекает потребность применения к принятию управленческих решений в области БП подхода, основанного на данных (data-driven decision-making).

Его реализация предполагает, что исходные данные играют ключевую роль при определении ПАУ номенклатуры SPI и установления для отобранных показателей значений SPT. В случае отсутствия исходных данных о БП (например, при разработке СУБП для вновь созданного ПАУ) могут применяться различные экспертные методы [6].

В качестве исходных данных о БП ПАУ могут использоваться данные о редких авиационных происшествиях (АП) и инцидентах, данные о частых неблагоприятных для БП событиях (например, отклонения в технике пилотирования, идентифицированные в рамках программы анализа полетных данных, отказы авиационной техники, фиксируемые в рамках программ контроля надежности и пр.), а также данные о благоприятных для БП событиях и фактах (получение добровольных сообщений, проведение инспекции или аудита). Для того, чтобы цели в области БП и соответствующие значения SPT удовлетворяли SMART-критерию в части, касающейся достижимости, дополнительно необходима информация о ресурсах, которые ПАУ может выделить на реализацию мероприятий по улучшению значений того или иного SPI.

Для демонстрации практической применимости рассматриваемых подходов в настоящей работе в качестве исходных данных о БП использованы приведенные в ежегодных анализах состояния БП Межгосударственного авиационного комитета (МАК) [7] и Федерального авиационного управления (ФАУ) США [8] распределения значений показателей:

- количество АП на 1 млн вылетов $K_{ап}$;
- количество погибших на 100 млн перевезенных пассажиров K_{fat} .

Обзор подходов

Для установления значения SPT на практике ПАУ могут использоваться три базовых подхода [5]:

- определение значения SPT на основе уровня обязательного для достижения (установленного, например, в Государственной программе по БП (ГосПБП));
- определение SPT относительно значений SPI за предыдущие периоды;
- определение значения SPT относительно значений SPT за предыдущие периоды.

Пример установленных для ПАУ уровней SPT приведен в проекте ГосПБП [9] (табл. 1).

Таблица 1

Уровни БП для ПАУ [9]

№	ПАУ	Целевой (минимальный) уровень БП
1	Эксплуатанты воздушных судов (ВС)	Не более 0,00155 АП с человеческими жертвами на 100000 ч полетного времени
2		Не более 0,5 АП без человеческих жертв на 100000 ч полетного времени
3		Не более 50 авиационных инцидентов на ВС на 100000 ч полетного времени
4	Организации по техническому обслуживанию	Не более 50 авиационных инцидентов на ВС на 100000 ч полетного времени

Продолжение таблицы 1

№	ПАУ	Целевой (минимальный) уровень БП	
5	Эксплуатанты аэродромов	Не более одного столкновения с птицами на 1000 операций ВС	
6		Не более одного случая несанкционированного выезда на взлетно-посадочную полосу на 40000 операций ВС	
7	Организации обслуживания воздушного движения	Класс серьезности	Минимальный уровень БП
8		A	$2,31 \times 10^{-8}$ АП с прямым влиянием системы ОрВД
9		B	$2,31 \times 10^{-5}$ серьезных инцидентов с прямым влиянием системы ОрВД
10		C	$2,31 \times 10^{-4}$ важных инцидентов с прямым влиянием системы ОрВД
11		D	$2,31 \times 10^{-2}$ значительных инцидентов с прямым влиянием системы ОрВД

Следует отметить, что обсуждаемый проект ГосПБП [9] не содержит уровни SPT для организаций, ответственных за конструкцию типа или изготовление ВС, двигателей или воздушных винтов, а также для учебных организаций, которые подвержены воздействию рисков для БП, связанных с выполнением полетов ВС в ходе предоставления ими своих услуг.

Как видно из табл. 1, устанавливаемый в [9] уровень БП представляет собой для ПАУ SPT для показателей, характеризующих события со значительными последствиями и низкой частотой. В связи с этим в том случае, если государство устанавливает в своей ГосПБП для ПАУ целевой (минимальный) уровень БП, ПАУ со своей стороны необходимо распределить значение SPT для SPI, характеризующего авиационные события со значительными последствиями заданного типа, между его составными частями. Подобное распределение может быть реализовано по типам событий, группам причинных факторов, типам эксплуатируемых ВС и пр.

Для распределения значения SPT определенного SPI между его составными частями может использоваться один из следующих методов [10]:

- метод пропорционального распределения значения SPT между составными элементами SPI;
- метод оптимального распределения значения SPT между составными элементами SPI;
- метод распределения значения SPT между составными элементами SPI при ограничении по затратам;
- метод распределения значения SPT между составными элементами SPI при оптимизации экономических затрат.

На момент написания работы в ГА России отсутствует ГосПБП, соответствующая требованиям Приложения 19 ICAO [1]. В частности, значения SPT в ГА России со стороны государства определены только для разработчиков авиационной техники (показатели отказобезопасности, установленные в авиационных правилах АП-25 и циркуляре Авиарегистратора МАК [11]) и обслуживания воздушного движения [6].

Определение заданного уровня эффективности обеспечения БП

Статистическое управление процессами. В третьем издании «Руководства по управлению БП» (РУБП) ICAO рассматривались два примера (на уровне государства и на уровне ПАУ) определения значения SPT для SPI на основе его значений за предыдущие периоды. Данный подход

был предложен Тео Джим Тхонгом [12]. Для определения и контроля значений показателей SPI он предлагает использовать модифицированный в [13] метод статистического управления процессами (statistical process control) [4, 14]. Суть статистического управления процессами заключается в применении статистических методов и алгоритмов контроля для регулирования рассматриваемого процесса в целях достижения желаемого поведения и улучшения его работы [5, 14].

Для определения значения SPT для SPI в работе [12] предлагается задать желаемое или запланированное процентное улучшение среднего значения рассматриваемого показателя за предыдущий период. В частности, речь может идти о среднем значении ежемесячных значений SPI, рассчитанных в течении года, предшествующего году для которого определяется значение SPT.

Контроль эффективности обеспечения БП как частный случай статистического управления процессами применяется для сокращения отклонений от заданных значений параметров анализируемых процессов и обеспечения информацией, способствующей выявлению наличия неслучайных причин отклонений, которые требуют уменьшения или устранения последствий, разработки и реализации корректирующих действий.

Уровень SPT для SPI через процентное улучшение λ по сравнению со средним значением предыдущего периода можно определить с помощью соотношения:

$$K_{spt} = \frac{100\% - \lambda}{100\%} K_{cp\ spi}, \quad (1)$$

здесь K_{spt} – значение SPT, $K_{cp\ spi}$ – среднее значение SPI за предыдущий период.

На практике процентное улучшение λ может быть определено на основе данных о значениях рассматриваемого показателя в прошлом. Для определения значения SPT можно воспользоваться методом экстраполяции прошлых значений показателя БП на будущий период на основе анализа тренда с использованием различных функциональных зависимостей [4, 15]. В этом случае значение улучшения в процентном соотношении λ может быть рассчитано по формуле:

$$\lambda = \frac{K_{spi, n} - K_{trend, n+1}}{K_{spi, n}}, \quad (2)$$

здесь $K_{spi, n}$ – фактическое значение SPI за анализируемый период (например, год);

$K_{trend, n+1}$ – значение SPI, полученное посредством экстраполяции тренда на последующий период.

В [6, 15] предлагается использовать экспоненциальную зависимость вида:

$$K_{trend} = \alpha \exp(\beta t), \quad (3)$$

здесь α и β – коэффициенты – параметры тренда.

На рис. 3 приведены результат экстраполяции значений показателя «количество АП на 1 млн вылетов с самолетами взлетной массой более 5700 кг» ($K_{ап}$) за период с 2016 по 2021 год. (по данным МАК) в гражданской авиации государств-участников Соглашения о ГА и об использовании воздушного пространства (далее – Соглашение) [7].

Тренд, показанный на рис. 3, отражает увеличение значений рассматриваемого показателя. Для примера, приведенного на рис. 3, параметры тренда $\alpha = 4,21$, $\beta = 0,05$, а расчетное значение $\lambda = -27,33\%$. Очевидно, что подобные значения SPT должны дополнительно рассматриваться экспертами на предмет их достижимости.

В ICAO Doc 9859 [2] делается отдельное уточнение о том, что для применения статистических методов для контроля значения SPI необходимо использовать обилие исходных данных о БП и иметь возможности управления ими. В связи с этим данный подход не может быть использован для редких авиационных событий. Метод применим для запаздывающих SPI, характеризующих события с незначительными последствиями и высокой частотой, и для опережающих SPI.

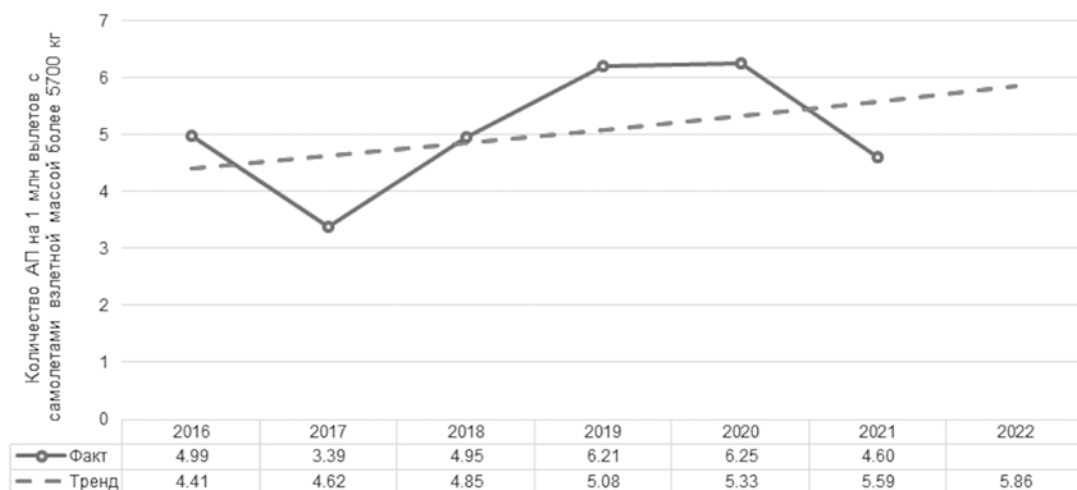


Рис. 3. $K_{ап}$ в ГА государств-участников Соглашения

Подход позволяет достичь 4 из 5 составляющих SMART-критерия. Как показано на реальном примере, достижимость значения SPT, полученную в результате экстраполяции данных, следует дополнительно экспертно уточнять и, при необходимости, корректировать. Дополнительно необходимо отметить, что обсуждаемый метод в явном виде не учитывает объем ресурсов, потребных для его достижения.

Долгосрочное планирование. В качестве одного из SPI ФАУ США использует показатель «количество погибших на 100 млн перевезенных пассажиров», значение которого определяется по формуле [16]:

$$K_{fat} = \frac{n_{fat}}{N_{board}} \cdot 10^8, \quad (4)$$

где n_{fat} – количество погибших в результате АП, N_{board} – количество перевезенных пассажиров.

Заданное годовое значение для данного показателя БП определено посредством уменьшения долгосрочной стратегической цели – снизить количество погибших на 100 млн человек на борту до значения 4,4 к 2025 году (табл. 2, рис. 4) [8, 16].

Таблица 2

Заданные и фактические значения показателя K_{fat} в США

Значение	2015	2016	2017	2018	2019	2020	2021
Заданное	6,9	6,7	6,4	6,2	5,9	5,7	5,4
Фактическое	0,1	0,6	0,3	0,1	0,5	0,6	TBD*

Примечание: * – значение будет определено (to be defined)

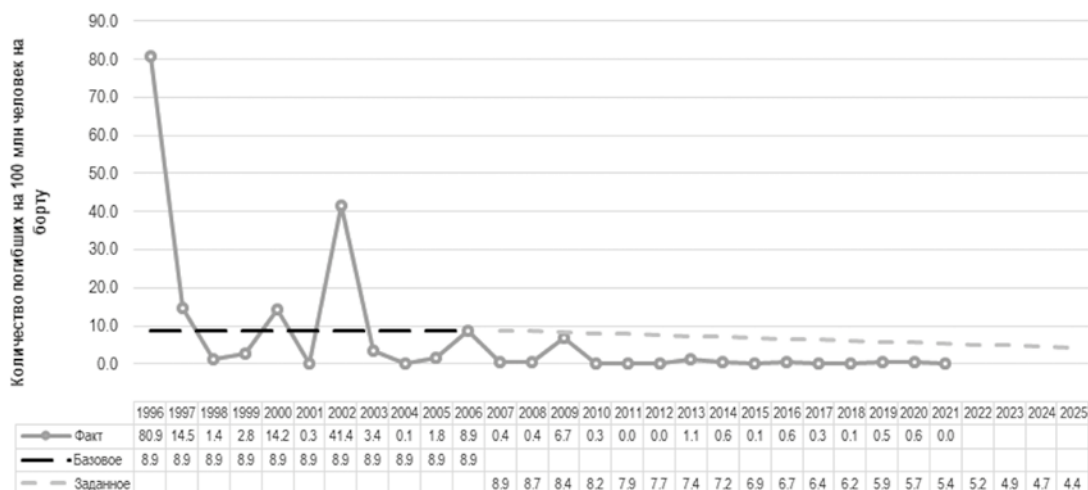
Базовое значение K_{fat} , составляющее 8,9 погибших на 100 млн чел. на борту, было установлено на основе фактических значений показателя за период 1996–2006 гг. [16].

В рамках реализации обсуждаемого подхода заданное значение показателя БП в определенном году устанавливается на основе соотношения:

$$K_{spt}(T') = K_{base} - (T' - T_{base}) \frac{\Delta K}{\Delta T}, \quad (5)$$

здесь K_{base} – базовое значение SPI;

$\Delta T = T_{spt} - T_{base}$ – период планируемого изменения (улучшения) значения SPI;

Рис. 4. Значения показателя K_{fat} в ГА государств-участников Соглашения

$\Delta K = K_{base} - K_{spt}(T_{spt})$ – желаемое изменение (улучшение) значений показателя K_{spt} к моменту времени T_{spt} ;

T' – определенный промежуточный временной период для которого устанавливается значение $K_{spt}(T')$.

Так, например, значение K_{spt} для показателя K_{fat} на 2022 год составляет:

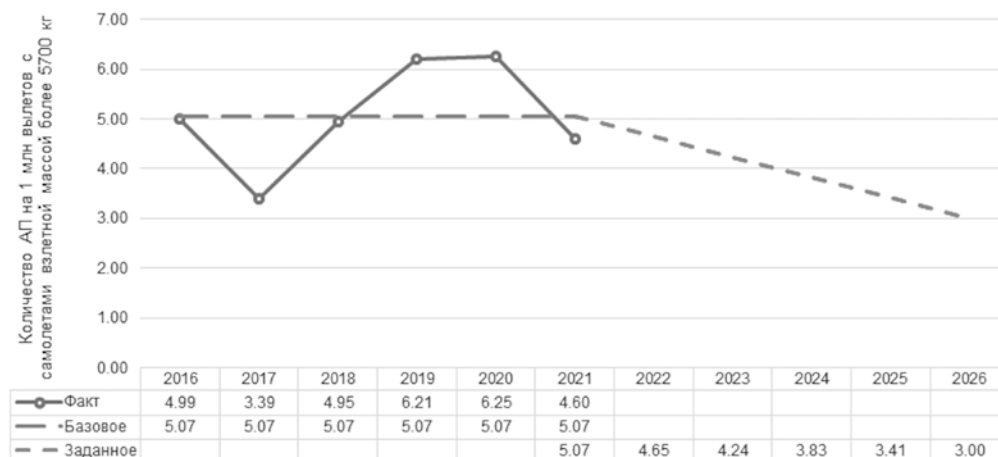
$$K_{spt}(T_{2022}) = 8,9 - (2022 - 2007) \cdot (8,9 - 4,4) / (2025 - 2007) = 5,15.$$

Используя описанный выше подход и данные из ежегодного анализа состояния БП МАК [7], рассчитаем заданные значения показателя K_{ap} для периода с 2022 по 2026 гг. Примем среднегодовое значение K_{ap} за период с 2016 по 2021 годы за базовое значение показателя $K_{base} = 5,07$. В качестве ожидаемого значения определим $K_{spt}(T_{2026}) = 3,00$. Результаты приведены в табл. 3 и на рис. 5.

Таблица 3

Расчет заданных значений K_{ap} на 2022–2026 гг.

Год	2022	2023	2024	2025	2026
Заданное K_{ap}	4,65	4,24	3,83	3,41	3,00

Рис. 5. Значения показателя K_{ap} в ГА государств-участников Соглашения

Подобный подход к определению значений SPT представлен в п. 4.3.3.5 актуального четвертого издания РУБП ICAO [2]. Обсуждаемый метод определения значений SPT позволяет рассчитывать их относительно значений SPT за предыдущие периоды и может быть использован ПАУ в рамках своей СУБП для запаздывающих SPI, характеризующих события со значительными последствиями и низкой частотой (т. е. редкие события). Для экстраполяции значений SPI могут использоваться различные виды функциональных зависимостей [17].

Подход позволяет достичь 4 из 5 составляющих SMART-критерия. Недостатком обсуждаемого метода определения заданного уровня БП является то, что он не учитывает ресурсы, которые необходимо выделить для достижения намеченного улучшения.

Оптимизация значений. Известны случаи применения методов оптимизации для решения задач, связанных со значениями SPT и ресурсами ПАУ, выделяемыми на их достижение.

В работе [18] авторы формулируют задачу максимизации отношения изменения SPI к вложенным затратам. В статье [19] рассматриваются двухкритериальная оптимизационная задача приоритизации – ресурсов, выделяемых ПАУ, для минимизации как значения SPI, так и снижения ущерба от негативных для БП событий.

В работе [20] обсуждается решение задачи определения оптимальной вероятности предотвращения авиационных событий на основании критерия минимальных суммарных затрат, иначе говоря, определения уровня БП, обеспечивающего минимальные суммарные затраты, состоящие из затрат на мероприятия, снижающие риски для БП, и расходов на ликвидацию возможного ущерба от авиационных событий.

В контексте проблемы необходимо решать иную оптимизационную задачу – располагая информацией и значениями SPI в прошлом и сведениями о располагаемых ресурсах ПАУ необходимо определить максимально достижимый уровень БП. Для этого следует оптимизировать значение SPT для SPI таким образом, чтобы получить максимальный суммарный экономический эффект от реализации мероприятий по улучшению значений данного SPI.

Применение конкретного метода обусловлено наличием у ПАУ исходных данных (табл. 4).

Таблица 4

Связь исходных данных о БП и метода определения SPT

Наличие исходных данных			Данные о ресурсах	
			Нет в наличии	Есть в наличии
Данные о БП	Есть в наличии	Редкие события	Определение значения SPT относительно значений SPT за предыдущие периоды	Оптимизация значения SPT для SPI для максимизации суммарного экономического эффекта от реализации мероприятий по улучшению его значений
		Частые события	Определение SPT относительно значений SPI за предыдущие периоды	
		Нет в наличии		Экспертные методы*

* Не рассматриваются в настоящей работе

Заключение

В работе для каждого типа SPI предложен метод определения приемлемого уровня БП (т. е. значения SPT), применяемый в международной ГА. Рассмотрен статистический аппарат, лежащий в основе методов определения SPT. Обсуждается применимость данных методов, их соответствие SMART-критерию, достоинства и недостатки.

На основе реальных исходных данных МАК и ФАУ США продемонстрирована практическая применимость рассматриваемых подходов для определения приемлемого уровня БП и их соответствие SMART-критерию. Решена задача, поставленная в настоящей работе. Выявлен очевидный недостаток нормативно-правовой системы регулирования ГА России, заключающийся в отсутствии ГосПБП, удовлетворяющей требованиям Приложения 19 ICAO [1]. В частности, в настоящий момент целевой (минимальный) уровень БП определен только для разработчиков АТ и организаций обслуживания воздушного движения.

Список источников

1. Приложение 19 к Конвенции о международной гражданской авиации. Управление безопасностью полетов. Издание второе. ИКАО, 2016. 48 с.
2. ICAO Doc 9859. Руководство по управлению безопасностью полетов. Четвертое издание. ИКАО, 2018. 218 с.
3. Holliday R., Acceptable level of safety performance (ALoSP), *Safety Performance Indicators Workshop*, Moscow 20–21 June 2018.
4. Artley W., Ellison Dj., Kennedy B., The Performance-Based Management Handbook. Volume 1. Training Resources and Data Exchange, PBM SIG, 2001, 112 p.
5. Хаустов А. А. Применение и развитие инструмента для статистического контроля эффективности обеспечения безопасности полетов по производственным направлениям деятельности: доклад на Семинаре «Информационные системы на службе СУБП» в Межгосударственном авиационном комитете. Москва: МАК, 2019.
6. Гузий А. Г., Лобачев Е. Н., Хаустов А. А. и др. Научное обоснование реализации мероприятий Государственной программы обеспечения безопасности полетов воздушных судов гражданской авиации Российской Федерации в 2008-2009 гг. и разработка требований по безопасности полетов: Отчет о НИР. Часть I. Москва: Минтранс РФ, Ространснадзор, ФГУ «Государственный центр «Безопасность полетов на воздушном транспорте», 2009. 421 с.
7. Состояние безопасности полетов в гражданской авиации государств-участников Соглашения о гражданской авиации и об использовании воздушного пространства в 2021 г. Москва: Межгосударственный авиационный комитет, 2022. 66 с.
8. Aviation Safety. 2020 Year in Review, Federal Aviation Administration, 2021, 57 p.
9. Проект программы безопасности полетов в сфере гражданской авиации (Д1/13249 ИС от 19.06.2019). Москва: Минтранс России, 2019. 12 с.
10. ОСТ 1 02797-2012. Надежность изделий авиационной техники. Методы оптимизации распределения требований безотказности изделия по его составным частям. Основные положения. Москва: ФГУП «НИИСУ», 2013. 46 с.
11. Рекомендательный циркуляр № РЦ-АП-25.1309 Конструкция и анализ систем. Межгосударственный авиационный комитет. Москва: Авиаиздат, 2015. 38 с.
12. Teo Gim Thong, Safety Performance Measurement – Quantifying Safety Performance Indicators and an Acceptable Level of Safety, *Journal of Aviation Management*, 2013, Civil Aviation Authority of Singapore, pp. 31–43.
13. Janicak Ch. A., *Safety metrics. Tools and techniques for measuring safety performance*, 3rd edition, Lanham, Bernan Press, 2015, 238 p.
14. ISO 11462-1:2001. Guidelines for implementation of statistical process control (SPC). Part 1: Elements of SPC, ISO, 23 p.
15. Колитиевский Ю. М. Концепция единого для эксплуатантов воздушного транспорта (авиакомпаний) и поставщиков обслуживания воздушного движения (систем OpВД) показателя оценки уровня безопасности полетов воздушных судов // Научный вестник МГТУ ГА. 2013. С. 34–41.
16. FY 2022 Portfolio of Goals, Federal Aviation Administration, 2022, 127 p.

17. Гузий А. Г., Хаустов А. А. Прогнозирование показателей в системе управления безопасностью полетов // Труды Общества независимых исследователей авиационных происшествий. Вып. 23. Москва, 2011. С. 358–370.
18. Гузий А. Г., Лушкин А. М., Щукин А. В. Методологический подход к оптимизации управления уровнем безопасности полетов по критерию эффективности // Труды Общества независимых исследователей авиационных происшествий. Вып. № 25. Москва, 2013. С. 189–195.
19. Толстых С. А. Методика оптимизации принятия решений при управлении безопасностью полетов в деятельности операторов аэродромов. Научный вестник МГТУ ГА. 2020. № 23(5). С. 54–66.
20. Морозова О. О. Оптимизация управленческих решений в системе управления безопасностью полетов авиакомпаний на основании математической модели суммарных затрат // Научный вестник МГТУ ГА. 2013. № 197. С. 145–147.
21. Рухлинский В. М. Новый критерий количественной оценки уровня безопасности полетов // Научный вестник МГТУ ГА. 2008. № 135. С. 202–204.
22. Рухлинский В. М., Хаустов А. А., Кулешов А. А. Оценка эффективности системы управления безопасностью полетов на основе анализа среды функционирования // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2020. № 31. С. 119–129.

References

1. Annex 19 to the Convention on International Civil Aviation. Safety Management, 2nd Edition, ICAO, 46 p.
2. ICAO Doc 9859. Safety Management Manual, 4th Edition, 2018, 182 p.
3. Holliday R., Acceptable level of safety performance (ALoSP), Safety Performance Indicators Workshop, Moscow 20–21 June 2018.
4. Artley W., Ellison Dj., Kennedy B., The Performance-Based Management Handbook. Volume 1. Training Resources and Data Exchange, PBM SIG, 2001, 112 p.
5. Khaustov A. A., Application and development of a tool for statistical process control of the safety performance in airline operational areas, International conference “Information Systems for SMS” at the International Aviation Committee, IAC, 2019. (In Russ.)
6. Guziy A. G., Lobachev E. N., Khaustov A. A., etc., Nauchnoe obosnovanie realizacii meroprijatij Gosudarstvennoj programmy obespechenija bezopasnosti poletov vozdushnyh sudov grazhdanskoj aviacii Rossijskoj Federacii v 2008-2009 gg. i razrabotka trebovanij po bezopasnosti poletov: Otchet o NIR. Part I, Moscow, Ministry of Transport of the Russian Federation, 2009, 421 p. (In Russ.)
7. Flight safety in civil aviation of contracting states of the Agreement on civil aviation and airspace use in 2021, Moscow, Interstate Aviation Committee, 2022, 66 p. (In Russ.)
8. Aviation Safety. 2020 Year in Review, Federal Aviation Administration, 2021, 57 p.
9. Draft state safety program in the field of civil aviation (D1/13249 IS from 19.06.2019), Moscow, Ministry of Transport of Russia, 2019, 12 p. (In Russ.)
10. OST 1 02797-2012. Nadezhnost' izdelij aviacionnoj tehniki. Metody optimizacii raspredelenija trebovanij bezotkaznosti izdelija po ego sostavnym chastjam. Osnovnye polozhenija, Moscow, NIISU Publ., 2013, 46 p. (In Russ.)
11. Rekomendatel'nyj cirkuljar № RC-AP-25.1309. Konstrukcija i analiz sistem, Mezhhgosudarstvennyj aviacionnyj komitet, Moscow, Aviaizdat Publ., 2015, 38 p. (In Russ.)
12. Teo Gim Thong, Safety Performance Measurement – Quantifying Safety Performance Indicators and an Acceptable Level of Safety, *Journal of Aviation Management*, 2013, Civil Aviation Authority of Singapore, pp. 31–43.
13. Janicak Ch. A., *Safety metrics. Tools and techniques for measuring safety performance*, 3rd edition, Lanham, Bernan Press, 2015, 238 p.
14. ISO 11462-1:2001. Guidelines for implementation of statistical process control (SPC), Part 1: Elements of SPC, ISO, 23 p.

15. Kolitievsky Y. M., The concept uniform for users of air transport (airlines) and suppliers of service of air traffic (systems ATM) of the indicator of the estimation of level of safety of flights of aircrafts, *Scientific Bulletin of the MSTU CA*, 2013, no. 192, pp. 34–41. (In Russ.)
16. FY 2022 Portfolio of Goals, Federal Aviation Administration, 2022, 127 p.
17. Guziy A. G., Khaustov A. A., Prediction of performance in the safety management system, *Proceedings of the Society of Independent researchers of aviation accidents*, Moscow, 2011, pp. 358–370. (In Russ.)
18. Guziy A. G., Lushkin A. M., Shchukin A. V., Methodological approach to the optimization of safety management level of the flights based on their performance, *Proceedings of the Society of Independent researchers of aviation accidents*, 2013, vol. 25, pp. 189–195. (In Russ.)
19. Tolstykh S. A., Method of optimization of decision-making during management of safety of flights in the activities of operators of aerodromes, *Civil Aviation High Technologies*, 2020, v. 23, no. 5, pp. 54–66. (In Russ.)
20. Morozova O. O., Airlines flight safety management system control decisions optimization on total cost mathematical model basis, *Scientific Bulletin of the MSTU CA*, 2013, no. 197, pp. 145–147. (In Russ.)
21. Rukhlinskiy V. M., A new generalized criterion of the quantitative estimation of the flight safety level, *Scientific Bulletin of the MSTU CA*, 2008, no. 135, pp. 202–204. (In Russ.)
22. Rukhlinskiy V. M., Khaustov A. A., Kuleshov A. A., Safety management system efficiency evaluation using data envelopment analysis, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2020, no. 31, pp. 119–129. (In Russ.)

Информация об авторах

Рухлинский Виктор Михайлович, доктор технических наук, Первый заместитель Председателя МАК, Председатель Комиссии по реализации проекта ИКАО-МАК и связям с международными организациями, Межгосударственный авиационный комитет, Москва, Россия, icaomak@mak.ru

Хаустов Александр Александрович, начальник отдела, авиакомпания «Россия», Санкт-Петербург, Россия, a.khaustov@rossiya-airlines.com

Authors information

Rukhlinskiy Victor M., Doctor of Sciences (Engineering), Senior Deputy of the Chairperson of IAC, Chairman of the Commission for the realization of the ICAO-IAC Project and relations with international organizations, Interstate Aviation Committee, Moscow, Russia, icaomak@mak.ru

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

Статья поступила в редакцию 11.05.2022; одобрена после рецензирования 29.07.2022; принята к публикации 04.08.2022.

The article was submitted 11.05.2022; approved after reviewing 29.07.2022; accepted for publication 04.08.2022.

Научная статья
УДК. 351.814.2.

КЛАССИФИКАЦИЯ СИСТЕМ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ

Ю. В. ПОПОВ¹, Е. С. ДИОГЕНОВ²

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

² Аэрофлот – российские авиалинии, Москва, Россия

Аннотация. В статье рассмотрены проблемы систем обеспечения безопасности полетов. Безопасность полетов остается главной задачей авиации. Безопасность полетов зависит как от надежности конструкции планера, работы силовой установки, агрегатов и систем, так и от нарушений эксплуатационных режимов вследствие воздействия опасных внешних возмущений, ошибок пилотирования, отказов техники, влияния других связанных с ними неблагоприятных факторов. Для обеспечения безопасности полетов в условиях возможных нештатных ситуаций на самолетах употребляются специальные инструментальные системы. Системы обеспечения безопасности полетов делятся на пассивные, полуактивные и активные. В статье приведены задачи, которые решают эти системы, рассмотрены системы сигнализации, которые в них используются. В зависимости от степени опасности системы сигнализации подразделяются на уведомляющую, предупредительную и аварийную. Рассмотрены принципы построения и структура бортовых систем обеспечения безопасности полетов и приведены показатели качества систем обеспечения безопасности полетов. Показатели качества разделяются на функциональные и экономические. Функциональные показатели характеризуют способность системы выполнять возложенные на нее функции для достижения поставленных целей. Экономические показатели характеризуют затраты, необходимые для придания системе требуемых качеств.

Ключевые слова: безопасность полетов, авиационная техника, воздушное судно, авиационное происшествие, система обеспечения безопасности полетов, сигнализация, функциональный показатель качества, экономический показатель качества

Для цитирования: Попов Ю. В., Диогенов Е. С. Классификация систем обеспечения безопасности полетов // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 39. С. 113–121.

CLASSIFICATION OF SYSTEMS OF SAFETY OF FLIGHTS

Yu. V. POPOV¹, Ev. S. DIOGENOV²

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

² Aeroflot – Russian airlines, Moscow, Russia

Abstract. In article problems of systems of safety of flights are considered. Safety of flights remains the main task aviation. Safety of flights depends on reliability of a design of a glider, operation of the power plant, units and systems, and violations of the operational modes owing to impact of dangerous external indignations, errors of piloting, refusals of equipment, influence of other related adverse factors. For safety of flights in the conditions of possible emergency situations on the aircraft, in particular by planes special tool systems of safety of flights are used. Classification of systems of safety of flights is given in article. Systems of safety of flights

share on passive, semi-active and active. Problems which are solved by systems of safety of flights are given in article. In article systems of the alarm system which are used in systems of safety of flights are considered. System of the alarm system depend on danger degree, and it is subdivided on notifying, precautionary and emergency. The principles of construction and structure onboard to systems of safety of flights are considered. Indicators of quality of systems of safety of flights are given in article. Indicators of quality are divided on functional and economic. Functional indicators characterize ability of system to carry out the functions assigned to it for achievement of goals. Economic indicators characterize, on the one hand, the expenses necessary for giving to system of the required qualities.

Keywords: safety of flights, aircraft equipment, aircraft, aviation incident, system of safety of flights, alarm system, functional indicator of quality, economic indicator of quality

For citation: Popov Yu. V., Diogenov Ev. S., Classification of systems of safety of flights, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2022, no. 39, pp. 113–121. (In Russ.)

Введение

Проблема безопасности полетов (БП), несмотря на прогресс в области развития авиационной техники (АТ), в настоящее время приобрела огромное значение. Это связано с количеством авиационных происшествий (АП), которые приносят не только моральный, но и материальный ущерб. Проведенный анализ статистических данных по количеству АП [1] показал, что заход на посадку является опасным этапом полета. Значительное количество АП на этапе захода на посадку обусловлено малыми скоростями полета воздушного судна (ВС).

БП зависит как от надежности конструкции планера, работы силовой установки, агрегатов и систем, так и от нарушений эксплуатационных режимов вследствие воздействия опасных внешних возмущений, ошибок пилотирования, отказов техники, влияния других неблагоприятных факторов. Для обеспечения БП в условиях возможных нештатных ситуаций на ВС, в частности, на самолетах используются специальные инструментальные средства обеспечения безопасности полетов (СОБП).

Под СОБП понимаются технические системы, которые предназначены для предотвращения нарушений функционирования системы «экипаж – ВС», приводящих к опасным ситуациям (ОС), а также парирующие последствия неблагоприятного развития таких ситуаций, обеспечивая перевод события из более опасных в менее опасные или в нормальную ситуацию. Таким образом, СОБП является гарантией поддержания необходимых летно-технических характеристик, надежности пилотирования, удобства работы экипажа, безотказности функционирования систем, безопасности исхода полета при отказах жизненно важных систем и агрегатов, контроля систем АТ в полете.

Задачами СОБП являются: недопущение превышения допустимых границ полета по пилотажным и эксплуатационным параметрам; регистрация и индикация положения параметров текущего режима полета относительно допустимых границ; упреждающая сигнализация о приближении к критическому режиму полета; своевременное включение в контур управления экипажа или средств автоматического увода самолета из опасной зоны.

Классификация систем обеспечения безопасности полета

В настоящее время ВС оборудуют разными СОБП, которые отличаются: по сути, по возможностям и по способам применения и относятся к информационным системам. СОБП разделяются на классы по разным признакам, и в зависимости от выполняемой задачи можно выбрать разные основания для классификации. Поэтому предлагается множество классификаций, которые имеют свои положительные моменты и недостатки.

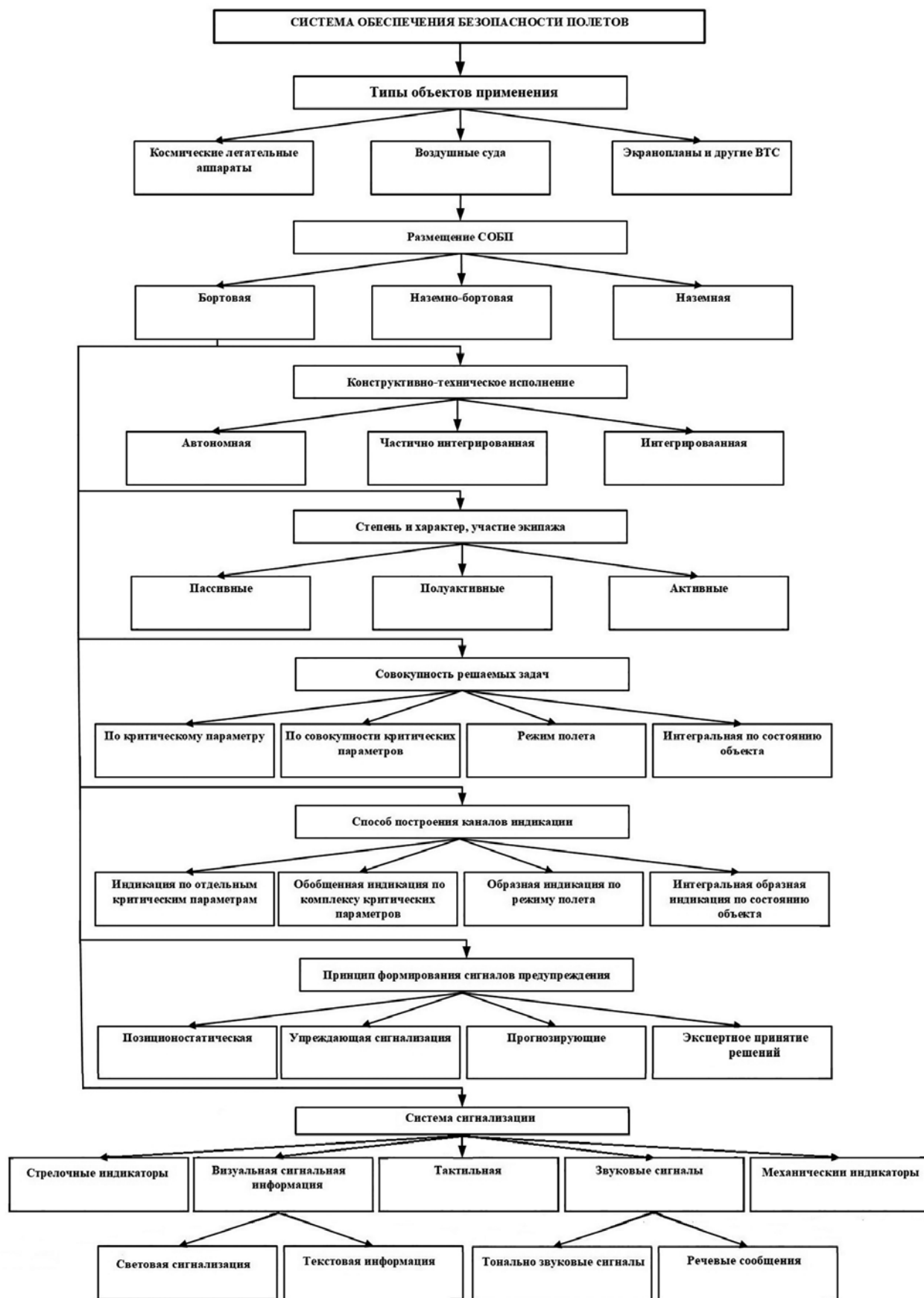


Рис. 1. Классификация СОБП

Предложенная Макаровым Н. Н. [2] развернутая классификация СОБП отражает этапы развития, опыт разработки и эксплуатации и устанавливает направления дальнейшего развития СОБП. Таким образом, при формировании осуществлялся переход классификации из одной сферы деятельности СОБП в другую, благодаря чему она приобрела структурно-функциональные характеристики.

Однако, с быстрым ростом числа эмпирических фактов, не вмещающихся в представленную классификацию СОБП, с быстрой сменой теоретических концепций разработки современных СОБП, требуется пересмотр и уточнения некоторых устоявшихся понятий классификации. На рис. 1 приведена обновленная авторами классификация СОБП.

Современное ВС обладает необходимыми летно-тактическими характеристиками, которые направлены на обеспечения БП, в том числе устойчивостью и управляемостью, обеспечение которых решается конструктивно.

ВС, обладая высокими аэродинамическими качествами, представляет собой сложное техническое устройство, выполняющее определенные технологические операции при полете в атмосфере и состоящее из большого числа разнородных агрегатов, блоков и систем [3].

Для современных ВС одним из способов повышения эффективности применения СОБП является рациональная организация процесса оценки конструктивно-технологической сложности компонентов. Методология формирования конструктивно-технологической сложности компонентов ВС достаточно корректно устанавливает отношения между конструктивными элементами, способами их связи с СОБП.

Все компоненты ВС (агрегаты, блоки и системы) можно условно разделить на четыре конструктивные группы.

1. Каркасная группа – крыло, фюзеляж, оперение, gondолы.

2. Двигательная группа, включающая в себя собственно двигатель (или двигатели), системы его питания и общесамолетные системы.

3. Группа механизмов – взлетно-посадочные устройства, механизация крыла, механизмы системы управления.

4. Авиационная система, включающая бортовое радиоэлектронное оборудование (БРЭО).

Для каждой конструктивной группы применяется свой тип СОБП. Анализ современных СОБП, применяемых на ВС, показывает, что осуществляется подход с единых системных позиций к созданию, построению и формированию основных функций.

СОБП выполняет следующие основные функции:

- определение критических значений пилотажных и эксплуатационных параметров движения ВС на различных режимах полета;
- упреждающая сигнализация экипажу о приближении к критическому режиму полета;
- своевременный автоматический уход ВС с опасных режимов полета путем коррекции параметров или изменения режима полета;
- контроль работоспособности систем, агрегатов конструктивных групп и сигнализация экипажу об их отказах;
- подсказка экипажу в действиях при отказах;
- автоматическое отключение отказавшей системы, агрегата и подключение исправного.

В зависимости от степени и характера участия членов экипажа в предотвращении опасных ситуаций, возникающих в полете, СОБП делятся на пассивные, полуактивные и активные. Задачи, решаемые СОБП каждого из указанных типов, а также исполнительные устройства, характерные для СОБП каждого типа, приведены в табл. 1.

Для оповещения экипажа о возникновении на земле и в полете нежелательных явлений служит система сигнализации. Системы сигнализации подразделяются на следующие категории: уведомляющую, предупредительную и аварийную и зависят от степени опасности и от времени, которым располагает экипаж с момента появления сигнала до момента, когда еще возможно предотвратить развитие критической ситуации.

Таблица 1

Типы СОБП

Типы СОБП	Назначение СОБП	Виды исполнительных устройств СОБП
Пассивные	Контроль и сигнализация о состоянии каркасной группы и группы механизмов Оповещение экипажа о приближении или возникновении ОС	Стрелочные индикаторы Механические индикаторы Световые сигнализаторы Тональные звуковые сигналы Многофункциональный индикатор
Полуактивные	Контроль и сигнализация о состоянии двигательной группы, авиационных систем и группы механизмов Оповещение экипажа о приближении или возникновении ОС Выдача рекомендаций о действиях экипажа	Стрелочные индикаторы Световые сигнализаторы Тональные звуковые сигналы Речевые сообщения Многофункциональный индикатор
Активные	Оповещение экипажа о приближении или возникновении ОС	Органы управления объектом Стрелочные индикаторы Световые сигнализаторы Тональные звуковые сигналы Речевые сообщения Многофункциональный индикатор

К категории уведомляющих относят сигналы, указывающие на нормальную работу систем и агрегатов АТ. Уведомляющие сигналы оповещают экипаж стрелками указателей, штырем механического сигнализатора, световыми и звуковыми сигналами о режимах работы, состоянии систем и агрегатов АТ. Уведомляющие сигналы, как правило, входят в систему контроля и сигнализации состояния каркасной группы и группы механизмов.

К категории предупреждающих сигналов относят информацию о нарушениях и отказах систем и агрегатов двигательной группы, авиационных систем и группы механизмов, а также сигналы о критических режимах полета, которые могут привести к опасной ситуации.

Для предотвращения аварийной ситуации и ее перехода в катастрофическую требуются своевременные и правильные действия экипажа. Поэтому при возникновении аварийной ситуации на ВС необходимо срочно проинформировать экипаж о возникшей аварийной ситуации. К категории аварийных относятся сигналы, оповещающие, что параметры качества ВС вышли за пределы установленных допусков в результате нарушения режима работы систем, агрегатов АТ и параметров полета ВС или возникновения неисправности ВС, вследствие чего наблюдается отказ в работе систем и агрегатов АТ (неприемлемое качество).

Принципы построения и структура бортовых СОБП

Бортовые СОБП осуществляют оценку технического состояния ВС и действий экипажа на основе анализа информации, получаемой в процессе контроля АТ и параметров полета. Применение СОБП на борту ВС улучшает технико-экономические показатели, повышает достоверность результатов контроля и эффективность принимаемых решений при управлении в нештатных ситуациях, связанных с отказами систем и агрегатов АТ для обеспечения БП [4, 5].

Бортовые СОБП конструктивно исполнены в виде отдельных агрегатов, блоков, устройств и систем ВС. В общем случае бортовые СОБП состоят из элементов, представленных на рис. 2.

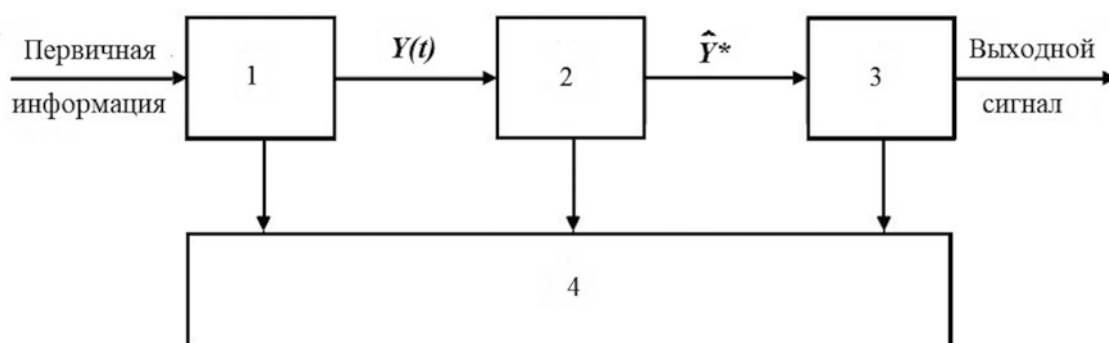


Рис. 2. Структурная схема бортовой СОБП:

1 – датчик первичной информации; 2 – устройство оценивания контролируемого параметра и принятия решения; 3 – исполнительное устройство; 4 – устройство самоконтроля

По оценке значения контролируемого параметра $\hat{Y}^*$ формируется выходной сигнал, который позволяет экипажу предпринять определенные действия, направленные на обеспечение БП. Выходной сигнал устройства оценивания контролируемого параметра и принятия решения воздействует на исполнительный элемент, последний выдает также сигнал о возможности появления аварийной ситуации [6]. Кроме того, автоматическое слежение за аварийными (критическими) параметрами позволяет предупреждать выход на опасные режимы полета.

При реализации СОБП анализируют следующие этапы: целеполагание, целедостижение, целереализация и оценка достигнутого. Каждый этап реализуется посредством комплекса работ, выполняемых специалистами различного уровня с использованием научных знаний и технических средств. СОБП характеризуются совокупностью свойств, обуславливающих их пригодность удовлетворять определенные потребности в соответствии с назначением и выполнять заданную цель [7].

Свойства бортовой СОБП проявляются при эксплуатации в полете [8].

Показатели качества системы, составленные из абсолютных или относительных показателей свойств СОБП, будем подразделять на функциональные и экономические. Функциональные показатели характеризуют способность СОБП выполнять возложенные на нее функции для достижения поставленных целей. Экономические показатели характеризуют затраты, необходимые для придания СОБП требуемых качеств и экономический эффект при ее функционировании.

Для оценки эффективности функционирования существующих и создаваемых СОБП должна быть разработана система количественных показателей (критериев), отражающая назначение и цель реализации процессов предотвращения АП, и характеризующаяся повышением уровня БП.

Количественная оценка эффективности СОБП представляет собой достаточно сложную, до конца нереализованную научную задачу, которая должна решаться на базе разработки и применения сопряженных между собой адекватных информационных моделей функционирования [9]. Для приближенных, оценочных расчетов, которые являются актуальными, можно использовать предлагаемую ниже методику. Величина P – вероятность выполнения СОБП типовой задачи по обеспечению предотвращения АП зависит от большого количества разнообразных и противоречивых факторов, однако для приближенного расчета P можно предположить, что в наибольшей степени величина P зависит от вероятности выдачи сигнала о возможности появления аварийной ситуации П. Обработка данных по АП позволяет с определенными допущениями предложить для приближенных расчетов следующую экспоненциальную зависимость для расчета величины P в зависимости от значения П:

$$P = 1 - e^{-k\Pi}. \quad (1)$$

Для определения неизвестного коэффициента K в формуле (1) можно воспользоваться опытом расследований АП. Опыт расследования АП позволяет установить для P и Π статистические оценки $P1$ и $\Pi1$ соответственно. Тогда, подставив известные значения $\Pi1$ и $P1$ в формулу (1), определим коэффициент K :

$$K = \frac{\ln(1-P1)}{\Pi1}.$$

Величину Π допустимо рассматривать как произведение вероятностей двух основных событий: создания аварийной ситуации ΠC и управляющих воздействий, которые предотвращают особую ситуацию $\Pi У$ с помощью СОБП

$$\Pi = \Pi C \cup \Pi У.$$

Показатели эффективности использования СОБП отражают соотношение возникновения аварийной ситуации и применения СОБП для предотвращения возникшей аварийной ситуации. Анализ эффективности использования СОБП позволяет определить, насколько продуктивно используется система и как обеспечивается БП, выступает составляющей системы управления БП и дает ответы на следующие вопросы:

- как повлияло СОБП на БП и какова динамика предотвращения АП;
- какова степень использования СОБП;
- требуется ли проведение работ по повышению качества предотвращения АП.

Зачастую в качестве критерия экономической эффективности используется отношение предотвращенного ущерба C_y к общей затраченной стоимости C_3 на создание СОБП:

$$K = \frac{C_y}{C_3}.$$

Как указывает автор [10], этот критерий позволяет сравнивать образцы АТ. Область же применения таких критериев должна ограничиваться выполнением неравенства $C_y \geq C_{ymin}$ (C_{ymin} – минимальный ущерб от АП), вытекающего из условия нецелесообразности использования малоэффективных средств.

Критерий экономической эффективности позволяет оценить, насколько экономически оправдано применение СОБП для повышения БП и как повлияют дополнительные вложения в обеспечение БП.

В качестве дополнительного показателя может использоваться также вероятность надежного функционирования системы, оцениваемая по стандартизированной методике [11].

Заключение

В настоящее время СОБП представлены огромным многообразием видов. На основе структурно-функциональных характеристик была осуществлена классификация СОБП. Современные ВС оборудуются бортовыми СОБП, которые делятся на пассивные, полуактивные и активные.

Оповещение экипажа о возникновении нежелательных явлений в полете осуществляют системы сигнализации, подразделяющиеся на уведомляющую, предупредительную и аварийную.

Бортовая СОБП обеспечивает экипаж достоверной и своевременной информацией об особых ситуациях, которые возникают на борту ВС. Качество СОБП характеризуется совокупностью свойств, обуславливающих ее пригодность к выполнению поставленных задач.

Для сравнительного анализа СОБП предложены показатели качества, которые разделяются на функциональные и экономические. Функциональные показатели характеризуют способность

СОБП выполнять возложенные на нее функции для достижения поставленных целей. Экономические показатели характеризуют затраты, необходимые для придания СОБП требуемых качеств, и эффективность ее функционирования для повышения БП.

Список источников

1. Попов Ю. В., Диогенов Е. С. Анализ данных об авиационных происшествиях // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2021. № 36. С. 130–137.
2. Макаров Н. Н. Системы обеспечения безопасности функционирования элементов бортового эргатического комплекса. Москва: Машиностроение, 2009. 760 с.
3. Попов Ю. В., Спиридонов И. Б. Система средств эксплуатационного контроля воздушного судна // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2020. № 30. С. 20–29.
4. Соломонов П. А. Безотказность авиационной техники и безопасность полетов. Москва: Транспорт, 1977. 272 с.
5. Майоров А. В., Москатов Г. К., Шибанов Г. П. Безопасность функционирования автоматизированных объектов. Москва: Машиностроение, 1988. 264 с.
6. Воробьев В. Г., Zubkov B. V., Уриновский Б. Д. Технические средства и методы обеспечения безопасности полетов. Москва: Транспорт, 1989. 151 с.
7. ГОСТ 15467-79. Управление качеством продукции. Основные понятия, термины и определения. Москва: Стандартинформ, 2009. 22 с.
8. Живетин В. Б. Методы и средства обеспечения безопасности полета. Москва: ИИЦ «Бон Анца». 2007. 359 с.
9. Шишкин В. Г. Безопасность полетов и бортовые информационные системы. Иваново: МИК, 2005. 238 с.
10. Чуев Ю. В. Исследование операций в военном деле. Москва: Воениздат, 1970. 256 с.
11. ГОСТ РВ 51987-2002. Информационная технология. Комплекс стандартов на автоматизированные системы. Типовые требования и показатели качества функционирования информационных систем. Общие положения. Москва: Изд-во стандартов, 2002. 57 с.

References

1. Popov Yu. V., Diogenov E. S., Analysis of data on aviation incidents, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2021, no. 36, pp. 130–137. (In Russ.)
2. Makarov N. N., *Sistemy obespecheniya bezopasnosti funktsionirovaniya ehlementov bortovogo ehrgaticheskogo kompleksa [Systems of safety of functioning of elements of an onboard ergatic complex]*, Moscow, Mashinostroenie Publ., 2009, 760 p. (In Russ.)
3. Popov Yu. V., Spiridonov I. B., System of means of operational control of the aircraft, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2020, no. 30, pp. 20–29. (In Russ.)
4. Solomonov P. A., *Bezotkaznost` aviatsionnoj tekhniki i bezopasnost` poletov [Non-failure operation of the aircraft equipment and. safety of flights]*, Moscow, Transport Publ., 1977, 272 p. (In Russ.)
5. Majorov A. V., Moskatov G. K., Shibanov G. P., *Bezopasnost` funktsionirovaniya avtomatizirovannykh ob`ektov [Bezopasnost of functioning of the automated objects]*, Moscow, Mashinostroenie Publ., 1988, 264 p. (In Russ.)
6. Vorobyev V. G., Zubkov B. V., Urinovskiy B. D., *Tekhnicheskie sredstva I metody obespecheniya bezopasnosti poletov [Technical means and methods of safety of flights]*, Moscow, Transport Publ., 1989, 151 p. (In Russ.)
7. GOST 15467-79. *Upravlenie kachestvom produktycii. Osnovnye ponyatiya, terminy i opredeleniya*, Moscow, Standartinform Publ., 2009, 22 p. (In Russ.)
8. Zhivetin V. B., *Metody i sredstva obespecheniya bezopasnosti poleta [Methods and means of ensuring of safety of flight]*, IPC “Bon Antsa” Publ., 2007, 359 p. (In Russ.)

9. Shishikin V. G., *Bezopasnost` poletov i bortovye informatsionnye sistemy [Safety of flights and onboard information systems]*, Ivanovo, MIK Publ., 2005, 238 p. (In Russ.)
10. Chuyev Yu. V., *Issledovanie operatsij v voennom dele [Research of operations in military science]*, Moscow, Voenizdat Publ., 1970, 256 p. (In Russ.)
11. GOST PB 51987-2002. Informatcionnaya tekhnologija. Kompleks standartov na avtomatizirovan-nye sistemy. Tipovye trebovaniya i pokazateli kachestva funkcionirovaniya informatcionnykh sistem. Obshhie polozheniya, Moscow, Standartinform Publ., 2002, 57 p. (In Russ.)

Информация об авторах

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

Диогенов Евгений Сергеевич, командир воздушного судна, Аэрофлот – российские авиалинии, Москва, Россия

Authors information

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

Diogenov Evgeniy S., Captain, Aeroflot – Russian airlines, Moscow, Russia

Статья поступила в редакцию 18.05.2022; одобрена после рецензирования 27.07.2022; принята к публикации 05.08.2022.

The article was submitted 18.05.2022; approved after reviewing 27.07.2022; accepted for publication 05.08.2022.

Научная статья
УДК 534.836.2:656.71

УСТАНОВЛЕНИЕ ВНЕШНИХ ГРАНИЦ СЕДЬМОЙ ПОДЗОНЫ И ЗОНЫ ЗАПРЕЩЕНИЯ СТРОИТЕЛЬСТВА НОРМИРУЕМЫХ ОБЪЕКТОВ ПРИАЭРОДРОМНОЙ ТЕРРИТОРИИ

О. А. КАРТЫШЕВ, М. О. КАРТЫШЕВ, И. О. АРДАШЕВ

Центр экологической безопасности гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. Рассматриваются основные аспекты методических рекомендаций Роспотребнадзора МР 2.5/4.3.0258-21 «Методика установления седьмой подзоны приаэродромной территории» при выполнении расчетных построений внешних границ седьмой подзоны и зон запрещения строительства нормируемых объектов из условий воздействия авиационного шума с последующей инструментальной верификацией контуров равного уровня по эквивалентному и средневзвешенному эквивалентному уровням шума в целях приведения расчетных границ к объективным данным инструментальных исследований, что позволяет обеспечить установление границ шумовых зон в обоснованных размерах. Показаны основные ошибки проектировщиков при выполнении акустического расчета и построении расчетных контуров и необходимость учета оценки рисков для здоровья человека при обосновании размещения нормируемых объектов в пределах седьмой подзоны. На примере действующего аэродрома выполнена апробация рассматриваемой методики. По результатам натурных измерений зафиксировано более 5500 шумовых событий, обусловленных пролетом 644 самолетов, с единовременным применением 17 автоматизированных пунктов контроля вдоль маршрутов полетов в составе системы мониторинга авиационного шума проведена верификация границ шумовых зон аэродрома Омск (Центральный). Новизна выполненной работы заключается в детальном анализе пространственного положения самолета при фактической эксплуатации аэродрома с выделением магистральных линий пути и средних профилей набора высоты при взлете или снижения при посадке.

Ключевые слова: аэродром, воздушное судно, седьмая подзона приаэродромной территории, авиационный шум, измерения, оценка риска для здоровья населения

Для цитирования: Картышев О. А., Картышев М. О., Ардашев И. О. Установление внешних границ седьмой подзоны и зоны запрещения строительства нормируемых объектов приаэродромной территории // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 39. С. 122–134.

ESTABLISHMENT OF THE EXTERNAL BORDERS OF THE SEVENTH SUB-ZONE AND THE PROHIBITION ZONE FOR THE CONSTRUCTION OF REGULATED FACILITIES IN NEAR THE AIRDROME AREA

O. A. KARTYSHEV, M. O. KARTYSHEV, I. O. ARDASHEV

Center for Environmental Safety of Civil Aviation, Moscow, Russia

Abstract. The main aspects of the methodological recommendations of Rospotrebnadzor MR 2.5/4.3.0258-21 “Methodology for establishing the seventh subzone near the aerodrome area” are considered when performing design constructions of the outer boundaries of the seventh subzone and zones of prohibition of the construction

of normalized objects from the conditions of exposure to aircraft noise, followed by instrumental verification of contours of an equal level by an equivalent and weighted average equivalent noise levels in order to bring the calculated boundaries to the objective data of instrumental studies, which makes it possible to ensure the establishment of the boundaries of noise zones in reasonable sizes. The main mistakes of designers when performing acoustic calculations and constructing design contours and the need to take into account the risk assessment for human health when justifying the placement of normalized objects within the seventh subzone are shown. On the example of an operating airfield, the method under consideration was tested. According to the results of field measurements, more than 5,500 noise events were recorded due to the passage of 644 aircraft, with the simultaneous use of 17 automated control points along flight routes, as part of the aircraft noise monitoring system, the boundaries of the noise zones of the Omsk (Central) airfield were verified. The novelty of the work performed lies in a detailed analysis of the spatial position of the aircraft during the actual operation of the aerodrome with the allocation of main track lines and average climb profiles during takeoff or descent during landing.

Keywords: aerodrome, aircraft, seventh subzone of the aerodrome area, aircraft noise, measurements, public health risk assessment

For citation: Kartyshev O. A., Kartyshev M. O., Ardashev I. O., Establishment of the external borders of the seventh sub-zone and the prohibition zone for the construction of regulated facilities in near the aerodrome area, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2022, no. 39, pp. 122–134. (In Russ.)

Введение

На основании требований Федерального закона № 135-ФЗ¹ и Постановления Правительства Российской Федерации от 2 декабря 2017 г. № 1460² Росавиацией и операторами аэродромов с 2017 года организована работа по обоснованию размеров седьмых подзон, в том числе шумовых зон ограничения строительства нормируемых объектов из условий воздействия авиационного шума (АШ), в составе проектов приаэродромной территории (ПАТ). По состоянию на сегодняшний день для 173 аэродромов гражданской авиации (ГА) эта работа формально завершена. С решениями об установлении ПАТ, включая седьмые подзоны, можно ознакомиться на сайте <https://favt.gov.ru/>. На все проекты были получены санитарно-эпидемиологические заключения Управлений Роспотребнадзора регионов Российской Федерации, что позволило установить размеры седьмой подзоны по фактору воздействия АШ.

В материалах статьи [1] был опубликован анализ и приведены причины, по которым четырехлетний опыт разработки решений по установлению расчетным способом размеров седьмой подзоны ПАТ нельзя признать успешным. В первую очередь это касается несовершенства законодательного и нормативно-методического обеспечения в части обоснования границ шумовых зон аэродромов, отсутствия требований к использованию территорий в этих границах и отсутствия надзора при оценке результатов выполненных расчетных исследований, что выразилось также в отсутствии корреляции между интенсивностью полетов на аэродроме и площади шумовых зон при рассмотрении одним органом инспекции различных проектов.

В ряде случаев при рассмотрении графического отображения шумовых зон при полетах воздушных судов (ВС), представленных в качестве границ седьмых подзон ПАТ, становится

¹ Федеральный закон от 1.07.2017 г. № 135-ФЗ «О внесении изменений в отдельные законодательные акты Российской Федерации в части совершенствования порядка установления и использования приаэродромной территории и санитарно-защитной зоны».

² Постановление Правительства Российской Федерации от 2 декабря 2017 г. № 1460 «Об утверждении Правил установления приаэродромной территории, Правил выделения на приаэродромной территории подзон и Правил разрешения разногласий, возникающих между высшими исполнительными органами государственной власти субъектов Российской Федерации и уполномоченными Правительством Российской Федерации федеральными органами исполнительной власти при согласовании проекта решения об установлении приаэродромной территории».

очевидным следующее: изображенные на картах местности контуры границ шумовых зон не могут таковыми являться, в том числе в силу несоответствия природы распространения АШ при полетах ВС эллипсоидной форме контура АШ, или отображение на карте местности ограничивается лишь контурами, повторяющими согласованные ранее границы санитарно-защитных зон (СЗЗ) от суммарного воздействия всех наземных источников аэродрома. Конфигурация такой «шумовой зоны при полетах» не предполагает представление сведений по оценке АШ, как значимой компоненты границ акустического загрязнения территории.

Сказанное связано в первую очередь с отсутствием у оператора аэродрома, муниципальных органов власти (которые также должны быть гипотетически заинтересованы в установлении зоны ограничения строительства из условий воздействия АШ в наиболее обоснованных границах), органов инспекции и Управлений Роспотребнадзора механизма оценки представляемых на согласование материалов реальному шумовому воздействию, создаваемому полетами ВС на местности.

Вступление в силу с 1 июля 2021 г. Федерального закона № 191-ФЗ³ и Постановления Правительства Российской Федерации от 2 декабря 2017 г. № 1460² в редакции Постановления Правительства Российской Федерации от 2 декабря 2021 г. № 2183⁴ привело к существенному изменению предусмотренного ранее порядка установления седьмой подзоны ПАТ.

Из числа учитываемых показателей были исключены обычно используемые при построении границ СЗЗ факторы, формирующие ближнее поле техносферы аэродромов, что позволило значительно сократить объем расчетных исследований и сосредоточить внимание на определении границ воздействия АШ при полетах ВС, формирующего как ближнее, так и дальнее поле техносферы аэродромов, оказывающее влияние на установление размеров седьмой подзоны ПАТ.

Исходя из нововведений ограничения использования земельных участков, расположенных в седьмой подзоне ПАТ, могут быть обоснованы только из условий оценки АШ при полетах ВС, без учета факторов электромагнитного воздействия – границы зон действия средств радиотехнического обеспечения полетов ВС и авиационной электросвязи и концентрации загрязняющих веществ в атмосферном воздухе от воздушных и наземных объектов аэропорта, что делает необязательным к учету негативное воздействие в ближнем поле техносферы аэродрома, формируемое при эксплуатации наземного оборудования, в том числе руления ВС или работы радиотехнического оборудования аэродрома.

Для методического обеспечения выполнения проектов седьмой подзоны ПАТ аэродромов ГА Постановлением главного государственного санитарного врача России № 15 от 22.10.2021 были утверждены Методические рекомендации МР 2.5/4.3.0258-21 «Методика установления седьмой подзоны приаэродромной территории, расчета» (далее – Методика) [2]. В ее разработке участвовали авторы настоящей статьи, специалисты ФБУН «Федеральный научный центр медико-профилактических технологий управления рисками здоровью населения» и ФБУН «Екатеринбургский медицинский-научный центр профилактики и охраны здоровья рабочих промышленных предприятий».

Основополагающие положения Методики отличаются новизной. Впервые в отечественной практике для гигиенических оценок уровней звука на местности при оценке воздействия АШ на прилегающую к аэродрому территорию в развитие положений Постановления главного государственного санитарного врача Российской Федерации от 2019 г.⁵ Воздушным кодексом

³ Федеральный закон от 11.06.2021 № 191-ФЗ «О внесении изменений в отдельные законодательные акты Российской Федерации».

⁴ Постановление Правительства Российской Федерации от 02.12.2021 г. № 2183 «О внесении изменений в постановление Правительства Российской Федерации от 2 декабря 2017 г. № 1460».

⁵ Постановление главного государственного санитарного врача Российской Федерации № 15 от 22.10.2019 г. «Об утверждении санитарных правил СП 2.1.8.3565-19 «Отдельные санитарно-эпидемиологические требования при оценке шума от пролетов воздушных судов» (Утратило силу с 1 марта 2021 года на основании постановления Главного государственного санитарного врача Российской Федерации от 28 января 2021 года № 3).

Российской Федерации⁶ в редакции Федерального закона № 191-ФЗ установлено применение показателей оценки по эквивалентному критерию ($L_{A\text{ экв}}$). Таким образом для оценки АШ при полетах ВС был изменено существовавшее ранее двойное нормирование по максимальным и эквивалентным уровням звука.

Методика содержит процедуру обоснования внешних границ седьмой подзоны и зоны запрещения строительства нормируемых объектов ПАТ, предусматривающую четыре последовательных этапа, направленных на установление седьмой подзоны ПАТ в качестве зоны с особыми условиями использования территории. На рис. 1 приведена структурная схема Методики.



Рис. 1. Структурная схема Методики

Вначале по исходным данным, перечень которых был определен впервые, должен быть сформирован сценарий эксплуатации аэродрома, отражающий его фактическую эксплуатацию в первую очередь в части интенсивности полетов, а также пространственного положения ВС при определении траекторий полетов ВС, подлежащих учету при построении шумовых зон.

Далее с использованием программного обеспечения выполняется построение расчетных контуров равного корректированного уровня звука заданного индекса шума: $L_{A\text{ экв. д}}=55$ дБА и $L_{A\text{ экв. н}}=45$ дБА в дневное и ночное время суток, а также средневзвешенного суточного воздействия шума ($L_{A\text{ дн}}$), расчет которого осуществляется на основании численных значений эквивалентных (опорных) корректированных уровней звука ($L_{A\text{ экв}}$) с учетом коэффициента, применяемого для ночного времени суток (+10 дБА). Указанный критерий ($L_{A\text{ дн}}$) применяется для оценки риска здоровью населения по МР 2.1.10.0059-12 [3].

Затем выполняется выбор мест (точек) проведения измерений и определяется объем исследований, необходимый к проведению в зависимости от интенсивности полетов на аэродроме – описанные критерии также введены Методикой впервые. По результатам натурных измерений проводится их статистический анализ с последующим проведением расчета эквивалентного уровня шума в каждой точке проведения измерений АШ. На заключительном этапе осуществляется процесс верификации шумовых зон, т. е. выполняется их корректировка в целях приведения границ в соответствие результатам проведенных измерений АШ на местности.

Методика состоит из шести разделов и трех приложений, из которых представляется целесообразным рассмотреть основополагающие направления по обоснованию границ шумовых

⁶ Воздушный кодекс Российской Федерации от 19 марта 1997 г. № 60-ФЗ.

зон седьмой подзоны ПАТ (3 раздел Методики), а именно: выполнение акустического расчета и построение расчетных контуров АШ, а также проведение работ по верификации внешней границы седьмой подзоны и зоны запрета строительства нормируемых объектов по результатам инструментальных исследований.

Выполнение акустического расчета и построение расчетных контуров АШ

Воздействие АШ на территорию оценивается ИКАО по площади контуров шума вокруг аэропортов, а также по числу людей, проживающих в пределах этих контуров (последнее в текущей редакции Методики не предусмотрено). Контур шума заданного индекса определяют размеры шумовых зон седьмой подзоны ПАТ, в границах которых уровни шума превышают соответствующие пороговые значения.

Методикой рассматривается общий алгоритм построения расчетных контуров АШ с использованием сертифицированного программного обеспечения, реализующего «Метод расчета контуров авиационного шума» (далее – Дос 9911) [4] или (при наличии) отечественных методик и программных средств, утвержденных (сертифицированных) в установленном порядке. Расчетные модели, верифицированные на соответствие требованиям инструктивного документа ИКАО приведены в приложении А Дос 10069 [5].

Методика применяется только для установления (изменения) седьмой подзоны в отношении ПАТ аэродромов ГА и не применяется в отношении аэродромов государственной и экспериментальной авиации. Это связано с возможностями применения Дос 9911, где в Приложении Н, пункт 1.3 сказано, что «...инструктивный материал не распространяется на вертолеты и военные самолеты» [4]. В связи с отсутствием отечественных методик, предназначенных для расчетов контуров шума этих типов ВС, Методика в текущей редакции не позволяет рекомендовать Дос 9911 к её использованию для расчетов контуров шума вертолетов и военных самолетов при установлении границ седьмой подзоны ПАТ.

Для получения наиболее объективной информации впервые в отечественной практике Методикой введено понятие «Среднегодовой летный день», который определяется среднеарифметическим количеством взлетно-посадочных операций (далее – ВПО) в отношении каждого типа ВС, рассчитанного для года, в период которого интенсивность полетов была наибольшей в течение последних 3-х лет.

Расчет и построение контуров уровней звука выполняются из условий фактического распределения маршрутов полетов ВС за прошедший календарный год, а также сведений о распределении ВПО по данным маршрутам за среднегодовой летный день. Результаты акустических расчетов $L_{A \text{ экв.д}}$, $L_{A \text{ экв.н}}$, $L_{A \text{ дн}}$ представляются в виде изолиний равных значений уровня звука, отображенных на цифровой общегеографической карте.

Наибольшую популярность из верифицированных КАЕП ИКАО моделей расчета, реализующих Дос 9911, в нашей стране получила модель INM/AEDT (FAA) [6]. В этой связи представляет интерес сравнение результатов определения расчетного контура АШ аэропорта Москва (Внуково) при использовании расчетной модели AEDT различными организациями, по результатам которого формулируется в отчете по НИР [7] следующий вывод: «...Отсутствие единого регламента и методики построения контура 7-й подзоны приводит к тому, что разработчики, использующие один и тот же программный продукт (AEDT) и исходные данные, получают значительно отличающиеся друг от друга контуры 7-й подзоны...».

По итогам сравнения зон $L_{A \text{ экв.н}}=45$ дБА представленных на рис. 2, отмечено, что версия шумовой зоны разработчика № 2 «...показывает площадь территории, для которой могут быть установлены соответствующие градостроительные ограничения по возведению объектов жилого и социального назначения, на 30 % меньше...» версии разработчика № 1. Как следует из выводов НИР, в случае установления зоны наименьших размеров «...можно будет вовлечь площадь,

исключенную из-под воздействия шума авиационного источника в хозяйственный оборот...», при этом вопрос о последствиях в виде ограничений на эксплуатацию аэродрома в случае установления зоны заниженных размеров в [7] не поднимается.

Как следует из визуализации, представленной в отчете по НИР (рис. 2), у отечественных разработчиков шумовых зон аэродромов возникают сложности с интерпретацией полученных результатов при использовании программы AEDT, в том числе по причинам формирования сценария эксплуатации конкретного аэродрома, не отражающего фактическую эксплуатацию. Неточности при формировании сценария эксплуатации аэродрома влекут за собой накопление ошибки, связанной с построением и последующей корректировкой зоны шумового воздействия в границах, первоначально построение которой осуществлено в не отражающих действительность геометрических параметрах.



Рис. 2. Сравнение вариантов расчетных контуров авиационного шума аэропорта Москва (Внуково) при использовании модели AEDT различными разработчиками [7]

Инструментальная верификация зон шумового воздействия

Рекомендованный к применению «Метод расчета контуров авиационного шума» Doc 9911 [4] является признанным инструментом построения предварительной ориентировочной шумовой зоны для коммерческих самолетов ГА, выполняющих регулярные полеты. Остановимся на известных неточностях программного продукта AEDT, подтвержденных многолетней практикой натурных измерений, согласно которым наблюдаются погрешности в показаниях результатов расчетов площади контура до 40 % [8, 9].

Федеральное управление ГА США (FAA), являющееся разработчиком AEDT, с целью выявления неточностей и несоответствия применяемого подхода, постоянно проводит научно-исследовательские работы для оценки всех факторов, влияющих на результаты построенных границ шумового воздействия.

Выполнение данных работ осуществляет научно-исследовательский центр ASCENT (the Aviation Sustainability Center), в круг задач которого входят исследования в области авиационной экологии, включая исследования достоверности существующих методик и подходов в моделировании АШ. В представляемых ежегодных отчетах ASCENT можно выделить следующее: «...результат расчета границ шумовых зон, полученный при использовании заложенных в ПО и базу данных NPD стандартных шумовых и летно-технических параметров, не позволяет приблизиться к результатам шумового воздействия полученных при натурных измерениях с достаточной точностью...».

Указывается, что на точность расчетов влияет множество факторов, «...включая различия неверного прогнозирования значений масс ВС, мощностей двигателей для различных сегментов и процедур при выполнении полетов, погодных условий... что требует обязательного проведения шумового мониторинга с фиксацией фактических траекторий полетов и профилей наборов высоты, а также сбора информации о метеоусловиях и параметров ВС...».

Метеоусловия (влажность и температуры) влияют не только на коэффициенты затухания звука, но и на режимы работы силовых установок, что является одним из наиболее значимых параметров, описывающих шум, создаваемый самолетом. Как итог, ASCENT констатирует, что «...на данный момент без проведения уточняющего мониторинга АШ и учета фактических режимов эксплуатации ВС и аэродрома невозможно утверждать, что полученные расчетные шумовые зоны обладают достаточным уровнем достоверности...».

Таким образом, ASCENT после выполнения расчетных построений контуров АШ рекомендует обязательность проведения уточняющего мониторинга АШ с учетом фактических режимов эксплуатации аэродрома.

Проиллюстрированная ситуация с несоответствием друг другу расчетных шумовых зон аэропорта Москва (Внуково) у различных разработчиков, выполняющих построение на основании одного набора исходных данных, и выводы ASCENT по обязательности оценки соответствия результатов расчетных построений реальной шумовой обстановке посредством проведения уточняющего мониторинга АШ с учетом фактических режимов эксплуатации аэродрома подтверждают важность и необходимость реализации положений разработанной Методики в части верификации шумовых контуров седьмой подзоны ПАТ.

Под верификацией подразумевается процесс корректировки расчетных контуров в случае их несоответствия результатам натурных измерений уровней АШ. Верификация направлена на установление достоверных внешних границ седьмой подзоны и зоны запрещения строительства нормируемых объектов ПАТ из условий шумового воздействия по эквивалентному и средневзвешенному эквивалентному уровням шума. Проведение верификации, основанной на инструментальных методах получения результирующих построений итоговых (подлежащих установлению) контуров АШ, позволяет обеспечить минимизацию влияния отмеченных выше недостатков и упущений расчетного подхода [2].

В Методике рассматриваются требования к объему и продолжительности натурных исследований (измерений) уровней АШ для текущего режима эксплуатации аэродрома. Данное положение солидаризируется с требованиями стандартов ИКАО, когда АШ оценивается на основе объективных и поддающихся измерению критериев [4].

В Методике приводятся необходимые расчетные соотношения, алгоритм и подробное описание процедуры обоснования границ шумовых зон ПАТ с учетом результатов натурных измерений (мониторинга) АШ. Основным требованием к результатам измерений является обязательная фиксация необходимого количества ВС, а также достижения требуемой достоверности проведенных измерений при разовых пролетах ВС до величины менее $U < 1,5$ дБА и предпочтительнее до $U < 1$ дБА (коэффициент охвата $k = 1,65$ и уровень доверия $N = 95$ %). Неоспоримыми можно считать результаты измерений, если указанные требования по достижению достоверности достигнуты во всех точках проведения измерений для каждого типа ВС, на долю которых приходится не менее 80 % всех ВПО на исследуемом аэродроме [10].

По результатам натурных измерений уровней АШ проводится расчет уровней эквивалентного и эквивалентного средневзвешенного шума. В случае несоответствия результатов измерений в рамках проведенного сравнения значений уровней АШ Методикой предусматривается корректировка внешних границ шумовых зон с учетом полученных результатов измерений. Указанная корректировка означает выполнение повторных построений контуров равного уровня звука заданного индекса в целях приведения границ контуров АШ к результатам инструментальных исследований, что позволяет обеспечить установление границ шумовых зон в достоверных размерах.

На этапе верификации риск для оператора аэродрома в части установления границ не-объективных размеров обусловлен отсутствием у привлеченных для проведения исследований испытательных лабораторий опыта измерений АШ по МУК 4.3.3722-21 [10], например, в случае неправильного расположения места (точки) проведения измерений, или их проведение в недостаточном объеме, что выясняется впоследствии при повторных измерениях по жалобам населения или в процессе производственного контроля.

Апробация верификации расчетных контуров АШ

Накопленный авторами опыт показывает, что качеству проведения измерений способствует проведение работ по формированию сценария эксплуатации аэродрома, наиболее приближенного к фактическому, включая расчеты магистральной линии пути и профиля набора/снижения высоты, образованные на основании координатного и высотного описания положения ВС в пространстве за продолжительный период реальной и прогнозируемой эксплуатации аэродрома [11], об этом свидетельствуют и результаты зарубежных исследований [12–14].

Целесообразно инструментальную оценку проводить с использованием системы мониторинга АШ, которая в реальном времени одновременно по всему исследуемому маршруту полета ВС позволяет получить: максимальный уровень шума, определенный в отношении каждого шумового события, обусловленного полетами ВС, для последующего расчета эквивалентного уровня шума в контрольных точках с учетом неопределенности измерений и интенсивности полетов, на основании которой был сформирован сценарий эксплуатации аэродрома.

Апробация Методики по верификации расчетных контуров АШ была проведена Испытательной лабораторией ООО «ЦЭБ ГА» в 2021 году на ПАТ аэродрома Омск (Центральный). Были выполнены все условия на соответствие требованиям Методики по обоснованию фактических границ шумовых зон ПАТ, для чего в 45 местах (точках) на территории города Омска и Омского района Омской области. За период проведения измерений было выполнено 644 ВПО с различными курсами, зафиксировано более 5500 шумовых событий авиационного источника, с применением 17 автоматизированных пунктов контроля в составе системы мониторинга АШ вдоль маршрутов полетов, что позволяло проводить единовременную фиксацию уровней звука и положение ВС в пространстве относительно места (точки) измерений.

Новизна проводимой работы заключалась в детальном анализе пространственного положения ВС при фактической эксплуатации аэродрома с выделением магистральных линий пути и средних профилей набора высоты при взлете или снижения при посадке. Проведенный анализ выявил территории, в границах которых отклонение ВС от установленных маршрутов было наибольшим, что предопределило значительное изменение границ расчетных шумовых зон и, как следствие, потенциальную возможность накопления ошибки при верификации границ шумового воздействия по результатам измерений с учетом недостоверных геометрических параметров границ шумовых зон, полученных расчетным способом для установленных в соответствии с аэронавигационным паспортом аэродрома маршрутов полета ВС.

Проведение детальной оценки в первую очередь необходимо для аэродромов с высокой интенсивностью полетов – т. к. даже допуск в 1 дБА при установлении шумовой зоны влечет

за собой включение или исключение значительных территорий, пригодных для застройки, например, площадь шумовой зоны в границах $55 \text{ дБА} < L_{\text{А дн}} < 56 \text{ дБА}$ для аэродрома Омск (Центральный) составляет 801 га.

В таблице представлено сравнение площадей шумовых зон аэродрома Омск (Центральный) при эксплуатации ВС по результатам расчетных исследований, учитывающих пространственное положение ВС при полете по установленным маршрутам в соответствии с минимальными требованиями аэронавигационного паспорта аэродрома ($S_{\text{расч. уст.}}$), по фактическим маршрутам с учетом местной скорости ветра ($S_{\text{расч. факт.}}$) и по результатам верификации на основании данных инструментального мониторинга АШ ($S_{\text{вериф.}}$). Расчеты контуров шума с использованием базы данных Ecoflight Monitoring выполнены по расчетной модели AcousticLab [5].

Сравнение площадей шумовых зон аэродрома Омск (Центральный) по результатам расчетных исследований и результатам верификации

	Контур АШ, дБА	$S_{\text{расч. уст.}}$ га	$S_{\text{расч. факт.}}$ га	$S_{\text{вериф.}}$ га	$S_{\text{расч. уст.-вериф.}}$ га	$\Delta S, \%$
	1	2	3	4	5	6
1	$L_{\text{А экв}}=45$	15054	13478	11730	3324	22,08
2	$L_{\text{А экв}}=55$	2449	2280	1552	897	36,63
3	$L_{\text{А дн}}=55$	10755	7490	5967	4788	44,52
4	$L_{\text{А дн}}=61$	2128	2039	1375	753	35,39
5	$L_{\text{А дн}}=64$	1182	779	619	563	47,63
6	$L_{\text{А макс}}=70$	23646	20265	13343	10303	43,57
7	$L_{\text{А макс}}=75$	6193	4880	2979	3214	51,89
8	$L_{\text{А макс}}=80$	2880	1902	1446	1434	49,79

Применение оценки риска здоровью населения при определении ограничения использования земельных участков в пределах седьмой подзоны

Важная роль в определении ограничения использования земельных участков в пределах седьмой подзоны ПАТ отводится результатам работ по оценке риска здоровью населения, на основании которых определяется перечень ограничений использования земельных участков, предусматривающий запрет на строительство, реконструкцию, эксплуатацию отдельных видов объектов капитального строительства с учетом возможности применения при строительстве и реконструкции, эксплуатации объектов мер по предупреждению и (или) устранению негативного физического воздействия.

Сказанное можно интерпретировать таким образом, что размещение объектов допустимо в любом месте в границах шумового воздействия, если будут предусмотрены меры по компенсации негативного воздействия, т. к. предельный возможный к компенсации проектными решениями уровень АШ не определен.

Подход к возможности размещения объектов на основании оценки риска здоровью населения не предусматривает однозначного установления критерия недопустимости размещения объектов, прилегающая территория к которым нормируется в соответствии с санитарно-эпидемиологическим законодательством. В этой связи в рамках реализации положения ч. 3.2 ст. 47 Воздушного кодекса Российской Федерации при обосновании границ зоны запрещения строительства, в том числе по результатам расчета и оценки рисков для здоровья человека, заключение о возможности размещения объектов должно осуществляться в совокупности с дополнительными исследованиями по оценке фактической заболеваемости населения, наблюдаемой в шумовых зонах различного индекса шума с последующим определением индекса шума, определяющего

недопустимость проживания людей в пределах установленной шумовой зоны, что применяется ВОЗ при оценке риска.

В связи с тем, что в МР 2.1.10.0059-12 [3] не определен порядок применения результатов работ по оценке риска для здоровья населения при воздействии АШ, а также отсутствует порядок и объем проектных решений, представляющих собой «...меры по устранению негативного физического воздействия авиационного шума...», не определен круг ответственных лиц и самое главное – не определены требования к разработке, исполнению и контролю за выполнением указанных мер в рамках обоснования проектов седьмых подзон ПАТ, исполнитель должен обладать достаточной квалификацией для самостоятельного установления описанных требований на использование земельных участков в пределах седьмой подзоны ПАТ в соответствии с действующим законодательством.

Отечественное законодательство не предусматривает юридических обязательств решения проблем шума, и АШ в частности, при разработке проектных решений объектов, предполагаемых к размещению в пределах седьмой подзоны ПАТ, и не предусматривает ответственность за недостоверную оценку ожидаемого уровня АШ, а также за неисполнение мероприятий по его устранению для обеспечения благоприятных условий проживания при вводе зданий в эксплуатацию.

Таким образом, имеется необходимость проведения дальнейших исследований в направлениях усовершенствования Методики. Особое внимание следует уделить разработке новой редакции «Методики расчёта и оценки рисков для здоровья человека при воздействии транспортного шума» [3] и АШ в частности, которая должна предоставить разъяснения в отношении всех описанных упущениях действующих нормативно-методических документов.

Решение описанных проблем позволит полноценно развивать городскую среду с учетом обеспечения прав граждан на благоприятное проживание из условий санитарно-эпидемиологического законодательства в пределах зон с повышенными уровнями АШ и, в то же время, позволит эксплуатировать аэродромы, не прибегая к мерам, направленным на минимизацию площади шумовых зон аэродромов путем сокращения интенсивности полетов.

Заключение

Позитивный эффект применения разработанной при участии авторов Методики [2] заключается в предложении механизма обоснования границ седьмой подзоны ПАТ соответствующего фактическому шумовому воздействию, ожидаемому на перспективный период развития аэродрома.

1. Новизна выполненной работы заключается в детальном анализе пространственного положения ВС при фактической эксплуатации аэродрома с выделением магистральных линий пути и средних профилей набора высоты при взлете или снижения при посадке, что позволило в реальных условиях действующего аэродрома доказать справедливость положений Методики [2] в установлении обоснованных размеров внешних границ шумовых зон ПАТ при полетах ВС, обусловленных объективными данными измерений при проведении работ по их верификации.

Выявлена неравномерность изменения площадей территорий, ограниченных расчетными и верифицированными контурами АШ по эквивалентному и эквивалентному средневзвешенному уровню звука, обусловленная нелинейностью изменения высоты ВС (вертикальной скорости) при выполнении операции взлета на различных удалениях от аэродрома, боковыми отклонениями ВС от установленных маршрутов и формы распределений данных отклонений относительно магистральных линий пути следования ВС.

Результаты расчета площади границ шумовых зон при использовании расчетной модели AEDT и базы данных NPD стандартных шумовых и летно-технических параметров значительно отличаются в большую сторону (21–39) % от результатов, полученных путем натурных измерений.

2. Необходимо проведение дальнейших исследований усовершенствования Методики в части высказанных замечаний и ее применимости для аэродромов с низкой интенсивностью эксплуатации. Особое внимание следует уделить разработке новой редакции Методики [2] и расчетной оценке АШ вертолетов и военных самолетов в частности, которая должна предоставить разъяснения в отношении всех описанных упущений действующих нормативно-методических документов.

3. В целях придания рассмотренным методическим рекомендациям [2], [3] статуса обязательных к исполнению документов следует изучить вопрос о их утверждении в порядке, предусмотренном для издания нормативных актов.

Список источников

1. Картышев М. О. Применение мер сбалансированного подхода ИКАО к управлению авиационным шумом при обосновании и контроле размеров шумовой зоны приаэродромной территории // Научный Вестник ГосНИИ ГА, 2021. № 36. С. 118–129.
2. МР 2.5/4.3.0258-21. Методика установления (изменения) седьмой подзоны приаэродромной территории [Электронный ресурс]. URL: https://www.rospotrebnadzor.ru/documents/details.php?ELEMENT_ID=19099 (дата обращения: 07.02.2022).
3. МР 2.1.10.0059-12. Оценка риска здоровью населения от воздействия транспортного шума [Электронный ресурс]. URL: <https://docs.cntd.ru/document/1200095849> (дата обращения: 07.02.2022).
4. ICAO Doc 9829. Инструктивный материал по сбалансированному подходу к управлению авиационным шумом, 2008 [Электронный ресурс]. URL: http://aerohelp.ru/sysfiles/374_275.pdf (дата обращения: 07.02.2022).
5. ICAO Doc 10069. Комитет по охране окружающей среды от воздействия авиации, 2016 [Электронный ресурс]. URL: <https://clck.ru/sNerK> (дата обращения: 25.07.2022).
6. Aviation Environmental Design Tool 2a. Uncertainty Quantification Report, available at: <https://aedt.faa.gov/Documents/AEDT%202a%20Uncertainty%20Quantification%20Report.pdf> (accessed: 07.02.2022).
7. Отчет о НИР по теме «Разработка проекта градостроительных норм и ограничений для территорий, расположенных в зоне шумового воздействия от пролетающих воздушных судов». Москва, Комитет по архитектуре и градостроительству города Москвы, 2020. 225 с.
8. D. P. Rhodes, S. White, P. Havelock, Validating the CAA aircraft noise model with noise measurements, 2003, available at: https://nap.edinburghairport.com/assets/documents/VALIDATING_CAA.pdf (accessed: 07.02.2022).
9. Картышев О. А. Расчетно-экспериментальный метод построения контуров авиационного шума при осуществлении зонирования окрестности аэропортов // Научный вестник МГТУ ГА. № 175, 2012. С. 30–35.
10. МУК 4.3.3722-21. Контроль уровня шума на территории жилой застройки, в жилых и общественных зданиях и помещениях [Электронный ресурс]. URL: <https://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/403287707/> (дата обращения: 07.02.2022).
11. Ардашев И. О. Обработка и анализ данных полевых измерений авиационного шума // Сборник тезисов Всероссийского аэроакустического форума, Геленджик, 20–25 сентября 2021 г. 2021. С. 140–141.
12. D. Rhodes, *A guide to comparing calculated aircraft noise levels with measurements*, UK Civil Aviation Authority, 2018.
13. European Civil Aviation Conference Report on a Standard Method for Calculating Noise Contours Around Civil Airports, 2016, Volume 3, Part 1: Reference Examples and Test Framework, 4th Edition, available at: https://www.aircraftnoisemodel.org/pdf/Doc29_3rd_Edition_Vol2_final.pdf (accessed: 07.02.2022).
14. Antonio Filippone and Lothar Burch, *Journal of Aircraft*, 2014, vol. 51, no. 3, pp. 1043–1047. <https://doi.org/10.2514/1.C032368>

15. Картышев М. О. Верификация расчетных границ седьмой подзоны приаэродромной территории аэродромов / Сборник: Наука, образование, производство в решении экологических проблем (Экология-2021). Материалы XVII Международной научно-технической конференции: в 2 томах. Уфа, 2021. С. 202–205.

References

1. Kartyshev M. O. Application of measures of the ICAO balanced approach to the management of aircraft noise in the justification and control of the size of the noise zone near the aerodrome area, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2021, no. 36, pp. 118–129. (In Russ.)
2. MR 2.5/4.3.0258-21. Metodika ustanovlenija (izmenenija) sed'moj podzony priajerodromnoj territorii [Electronic resource], available at: https://www.rosпотреbnadzor.ru/documents/details.php?ELEMENT_ID=19099 (accessed: 07.02.2022). (In Russ.)
3. MR 2.1.10.0059-12. Otcenka riska zdorov'ju naselenija ot vozdejstvija transportnogo shuma [Electronic resource], available at: <https://docs.cntd.ru/document/1200095849> (accessed: 07.02.2022). (In Russ.)
4. ICAO Doc 9829. Guidance material on a balanced approach to aircraft noise management, 2008 [Electronic resource], available at: http://aerohelp.ru/sysfiles/374_275.pdf (accessed: 07.02.2022).
5. ICAO Doc 10069. Committee on Environmental Protection from the Impact of Aviation, 2016 [Electronic resource]. available at: URL: <https://clck.ru/sNerK> (accessed: 07.02.2022).
6. Aviation Environmental Design Tool 2a. Uncertainty Quantification Report [Electronic resource], available at: <https://aedt.faa.gov/Documents/AEDT%202a%20Uncertainty%20Quantification%20Report.pdf> (accessed: 02/07/2022).
7. Research report on the topic “Development of a draft urban planning norms and restrictions for territories located in the zone of noise impact from flying aircraft”, Moscow, Committee for Architecture and Urban Planning of the city of Moscow, 2020, 225 p. (In Russ.)
8. D. P. Rhodes, S. White, P. Havelock, Validating the CAA aircraft noise model with noise measurements, 2003, available at: https://nap.edinburghairport.com/assets/documents/VALIDATING_CAA.pdf (accessed: 07.02.2022).
9. Kartyshev O. A., Calculation and experimental method for constructing aircraft noise contours when zoning the vicinity of airports, *Scientific Bulletin of MSTU GA*, no. 175, 2012, pp. 30–35. (In Russ.)
10. MUK 4.3.3722-21. Kontrol' urovnja shuma na territorii zhiloj zastrojki, v zhilykh i obshchestvennykh zdaniyakh i pomeshhenijah [Electronic resource], available at: <https://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/403287707/> (accessed: 07.02.2022). (In Russ.)
11. Ardashev I. O., Processing and analysis of data from field measurements of aircraft noise, *Collection of abstracts of the All-Russian Aeroacoustic Forum*, Gelendzhik, September 20–25, 2021, 2021, pp. 140–141. (In Russ.)
12. D. Rhodes, *A guide to comparing calculated aircraft noise levels with measurements*, UK Civil Aviation Authority, 2018.
13. European Civil Aviation Conference Report on a Standard Method for Calculating Noise Contours Around Civil Airports, 2016, Volume 3, Part 1: Reference Examples and Test Framework, 4th Edition, [Electronic resource], available at: https://www.aircraftnoisemodel.org/pdf/Doc29_3rd_Edition_Vol2_final.pdf (accessed: 07.02.2022).
14. Antonio Filippone and Lothar Burch, *Journal of Aircraft*, 2014, vol. 51, no. 3, pp. 1043–1047. <https://doi.org/10.2514/1.C032368>
15. Kartyshev M. O., Verification of the calculated boundaries of the seventh subzone of the aerodrome territory, in Collection: Science, education, production in solving environmental problems (Ecology-2021). *Proceedings of the XVII International Scientific and Technical Conference: in 2 volumes*, Ufa, 2021, pp. 202–205. (In Russ.)

Информация об авторах

Картышев Олег Алексеевич, кандидат технических наук, заведующий испытательной лабораторией, ООО «Центр экологической безопасности гражданской авиации», Москва, Россия, oa_kartyshev@mail.ru

Картышев Михаил Олегович, генеральный директор, ООО «Центр экологической безопасности гражданской авиации», Москва, Россия, mkartyshev@yandex.ru

Ардашев Игорь Олегович, ведущий инженер, ООО «Центр экологической безопасности гражданской авиации», Москва, Россия, ardashev@ecoflight.ru

Authors information

Kartyshev Oleg A., Candidate of Sciences (Engineering), Head of the Testing Laboratory, Center for Environmental Safety of Civil Aviation, Moscow, Russia, oa_kartyshev@mail.ru

Kartyshev Mikhail O., General Director, Center for Environmental Safety of Civil Aviation, Moscow, Russia, mkartyshev@yandex.ru

Ardashev Igor O., Lead Engineer, Center for Environmental Safety of Civil Aviation, Moscow, Russia, ardashev@ecoflight.ru

Статья поступила в редакцию 15.05.2022; одобрена после рецензирования 29.07.2022; принята к публикации 08.08.2022.

The article was submitted 15.05.2022; approved after reviewing 29.07.2022; accepted for publication 08.08.2022.

Научная статья

УДК 621.362:623.746-519

ТЕРМОЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ ГЕНЕРАТОРНАЯ УСТАНОВКА ДЛЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

А. В. ВЕЛИКАНОВ¹, Н. А. ДЬЯКОВА², А. В. ШИШКИН¹, Е. Н. БУРАВЛЕВ¹

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

² Воронежский государственный университет, Воронеж, Россия

Аннотация. В статье проведен анализ современных термоэлектрических генераторных установок. Определены основные факторы, влияющие на мощностные показатели термоэлектрических генераторов. Рассмотрены термоэлектрические материалы, определены требования предъявляемые к ним. Приведен пример генерации электрической энергии термопарами, выполненными из различных металлов. Проведен анализ литературы патентного характера, свидетельствующий о проведении конструкторских работ по созданию перспективных термоэлектрических генераторных установок, в том числе большой мощности и коэффициентом полезного действия. Подтверждена актуальность создания малогабаритных термоэлектрических генераторных установок с целью увеличения дальности и продолжительности полета беспилотных летательных аппаратов. Предложена конструкция термоэлектрической генераторной установки для беспилотных летательных аппаратов с двухконтурной системой регулирования напряжения и описаны ее особенности. Подробно рассмотрены элементы конструкции, их взаимосвязь и порядок работы на беспилотном летательном аппарате.

Ключевые слова: термоэлектрическая генераторная установка, беспилотный летательный аппарат, термопара, термоэлектрические материалы, система регулирования напряжения, продолжительность полета

Для цитирования: Великанов А. В., Дьякова Н. А., Шишкин А. В., Буравлев Е. Н. Термоэлектрическая генераторная установка для беспилотных летательных аппаратов // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 39. С. 135–143.

THERMOELECTRIC GENERATOR SET FOR UNMANNED AERIAL VEHICLES

A. V. VELIKANOV¹, N. A. DYAKOVA², A. V. SHISHKIN¹, E. N. BURAVLEV¹

¹ Military Educational and Scientific Centre of the Air Force N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin
Air Force Academy, Voronezh, Russia

² Voronezh State University, Voronezh, Russia

Abstract. The article analyzes modern thermoelectric generator sets. The main factors influencing the power indicators of thermoelectric generators are determined. Thermoelectric materials are considered, the requirements for them are determined. An example of the generation of electrical energy by thermocouples made of various metals is given. The analysis of patent literature is carried out, indicating that design work is being carried out to create promising thermoelectric generator sets, including high power and efficiency. The urgency of creating small-sized thermoelectric generator sets in order to increase the range and duration of the flight

of unmanned aerial vehicles has been confirmed. The design of a thermoelectric generator set for unmanned aerial vehicles with a two-circuit voltage regulation system is proposed. The design features of the developed thermoelectric generator set are described. The design elements, their interrelation and the order of their operation on an unmanned aerial vehicle are considered in detail.

Keywords: thermoelectric generator set, unmanned aerial vehicle, thermocouple, thermoelectric materials, voltage regulation system, flight duration

For citation: Velikanov A. V., Dyakova N. A., Shishkin A. V., Buravlev E. N., Thermoelectric generator set for unmanned aerial vehicles, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2022, no. 39, pp. 135–143. (In Russ.)

Введение

Применение беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) позволяет максимально эффективно получать актуальную и точную информацию о процессах, протекающих в масштабе реального времени на земной поверхности, что обеспечивает осуществление полного контроля за событиями и способствует своевременному принятию решений по их корректировке.

Для расширения возможностей оснащения БПЛА мультироторного типа различными устройствами полезной нагрузки требуется увеличение дальности и продолжительности их полета. В настоящее время дальность и продолжительность полета БПЛА остаётся недостаточной из-за относительно низкой емкости аккумуляторных батарей. В связи с этим возникает необходимость поиска альтернативных источников электрической энергии для БПЛА различного назначения.

Рядом производителей предлагаются БПЛА, оснащенные гибридной силовой установкой, включающей поршневой двигатель внутреннего сгорания с генератором и буферную аккумуляторную батарею. Данная компоновка обеспечивает дальность полета БПЛА на расстояние от 120 до 400 км в зависимости от массы полезной нагрузки, однако существенно усложняет и утяжеляет его конструкцию.

Создаются также фотоэлектрические генераторы, превращающие тепло в электричество с эффективностью до 29 %. В будущем исследователи планируют повысить этот показатель до 50 %, что позволит БПЛА с термофотоэлектрическими элементами подзаряжать аккумуляторные батареи в полете и увеличить продолжительность полета до нескольких дней.

В России ведутся научные исследования по созданию альтернативных источников энергии для БПЛА [1–3].

Таким образом, актуальна задача проведения научных исследований по разработке аэромобильных малогабаритных термоэлектрических генераторных установок для БПЛА мультироторного типа.

Обнаруженный в 1821 году немецким физиком Томасом Иоганном Зеебеком эффект возникновения электродвижущей силы при разности температур между двумя разнородными проводниками послужил основой для создания термоэлектрических генераторных установок. Современные термоэлектрические генераторные установки обладают достаточной мощностью для питания потребителей электрической энергии. Мощность термоэлектрического генератора зависит от двух факторов: объема и температуры теплового потока, который перемещается через модуль установки, и разницы температур горячих и холодных спаев термопар генератора. Чем больше разность температур, тем более эффективно функционирует генератор. Поэтому конструкция должна обеспечивать максимальный подвод тепла к горячим спаям и максимальное охлаждение холодных спаев генератора. Данные требования могут обеспечить материалы, имеющие низкую теплопроводность, но в то же время обладающие высокой электропроводностью. Наиболее подходящими для этого термоэлектрическими элементами являются полупроводники, однако они в настоящий момент еще далеки от требуемых показателей и не позволяют вывести термоэлектрические генераторы на промышленный уровень [4–6].

Используемые в термоэлектрических генераторах материалы представляют собой специальные сплавы или полупроводниковые соединения. В последнее время в качестве термоэлектрических материалов пытаются применять электропроводящие полимеры. К термоэлектрическим материалам предъявляются следующие требования: высокая эффективность, обусловленная требуемыми значениями показателей тепло- и электропроводности; высокий коэффициент термоЭДС; коррозионная устойчивость к высоким температурам; устойчивость термомеханическим воздействиям; устойчивость к вибрационным нагрузкам и перепадам температур; долговечность; низкая стоимость; возможность автоматизации процесса изготовления.

В настоящее время ведутся исследования по созданию оптимальных термопар, способных значительно увеличить КПД термоэлектрических генераторных установок. Например, одна термопара железо-константан при разности температур спаев в 1000 °С способна выдавать напряжение электрического тока 0,06 В. Следовательно при создании термоэлектрической генераторной установки (ТЭГУ) для подзарядки аккумуляторной батареи БПЛА мультироторного типа с напряжением 11 В в конструкции необходимо разместить порядка 200 последовательно соединенных термопар, а использование таких материалов, как сурьма и висмут, способно уменьшить количество термопар более чем в два раза.

Анализ литературы патентного характера свидетельствует о проведении работ по созданию конструкций перспективных термоэлектрических генераторных установок с высоким коэффициентом полезного действия [7, 8].

Однако рассмотренные устройства из-за больших габаритов и массы не могут быть применены в качестве альтернативных источников питания для летательных аппаратов.

В рамках проведенных исследований вопросы метрологического обеспечения и обеспечения единства измерений при проектировании, производстве, испытаниях и эксплуатации малогабаритных ТЭГУ не рассматривались, что делает возможным возникновение метрологических рисков негативных ситуаций в процессе применения ТЭГУ [9]. В дальнейшем на этапе опытно-конструкторских работ по проектированию ТЭГУ следует решить вопросы оценки адекватности математической модели; проработать метрологические аспекты автономного программного обеспечения (ПО), используемого при решении измерительных задач, относящихся к категории косвенных измерений, в том числе расчетов выдаваемых параметров электрического тока ТЭГУ, необходимой емкости аккумуляторной батареи БПЛА, продолжительности полета и других. Одновременно такое ПО должно будет пройти сертификацию, аттестацию или тестирование как ПО, применяемое при измерениях [10–12].

Постановка задачи и структурный синтез ТЭГУ

Для решения данной проблемы предлагается разработанная авторами малогабаритная ТЭГУ, которая может быть использована в качестве резервного источника питания для различных электроприборов, а также для БПЛА мультироторного или вертолетного типов.

В процессе разработки решалась техническая задача по оборудованию БПЛА ТЭГУ с целью повышения продолжительности и дальности полета путем дополнительной подзарядки аккумуляторных батарей, а также для питания электроприборов полезной нагрузки.

Для решения указанной технической задачи предлагается ТЭГУ, состоящая из термоэлектрического генератора, блока управления, регулятора напряжения, вспомогательных элементов, и предусматривающая емкость для топлива (например, сжиженного газа). Управление работой предлагаемого термоэлектрического генератора осуществляется блоком управления БПЛА, а обеспечение требуемых параметров тока происходит за счет работы регулятора напряжения.

Данное устройство способно при малом удельном весе (весе на единицу развиваемой мощности) обеспечивать надежную автономную подзарядку аккумуляторных батарей БПЛА. Размещение ТЭГУ на БПЛА представлено на рис. 1.

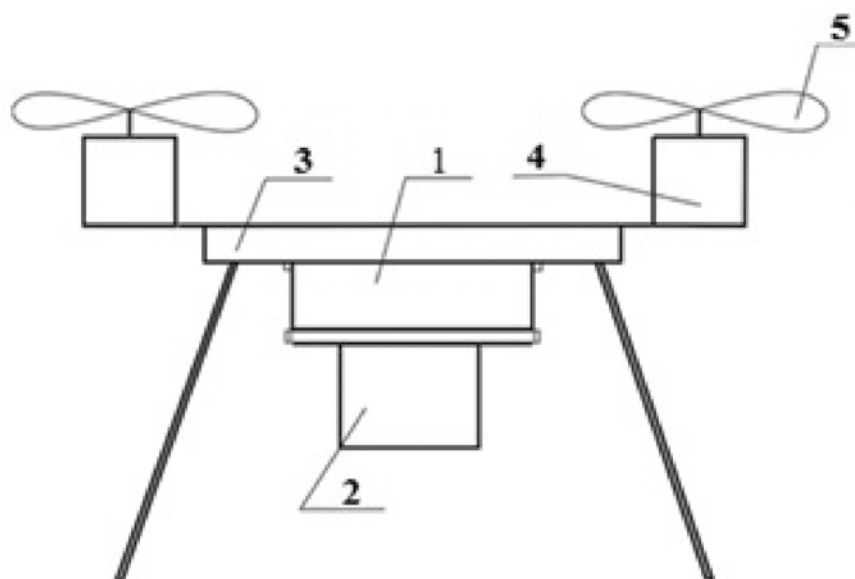


Рис. 1. Размещение ТЭГУ на БПЛА:

блок управления – 1, термоэлектрический генератор – 2, беспилотный летательный аппарат – 3, электродвигатель – 4, воздушный винт – 5

Принципиальная схема конструкции термоэлектрического генератора представлена на рис. 2. Нагревательное устройство (горелка) 18 выполнена в виде двустенного стакана, оборудованного продувочными окнами 11 в торцевой части с целью уменьшения нагрева от пламени горелки холодных спаев термопар 17 за счет теплопроводности. Внутренний цилиндр камеры сгорания горелки 14 изготавливается из диэлектрического материала и с внутренней стороны покрывается светоотражающим материалом, обеспечивающим снижение теплопередачи к холодному спаю термопары излучением. Для снижения теплопередачи способом

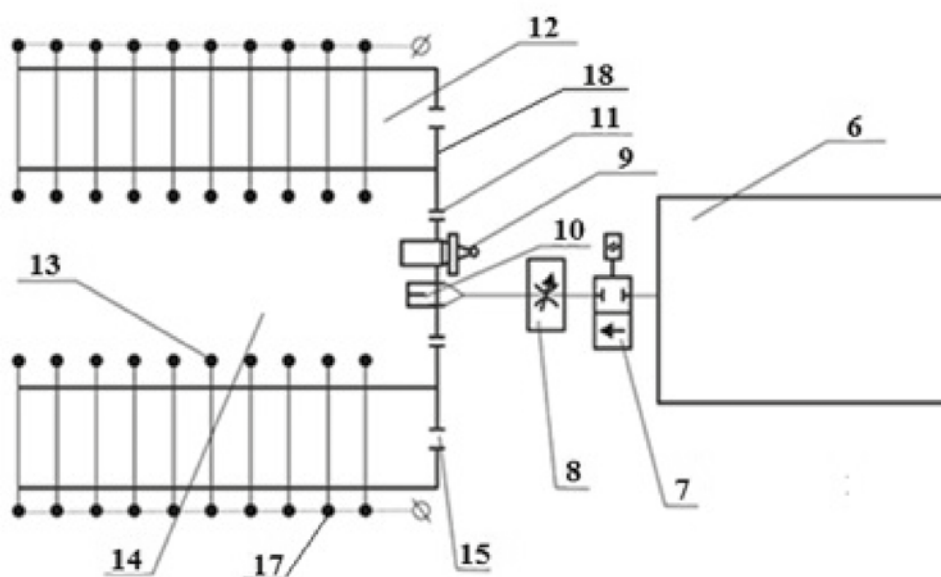


Рис. 2. Принципиальная схема термоэлектрического генератора:

топливный баллон – 6, электромагнитный клапан – 7, дроссель – 8 (регулятор производительности), свеча зажигания – 9, жиклер с катализатором – 10, вентиляционное окно – 11, внешний цилиндр – 12, горячий спай термопарного элемента – 13, внутренний цилиндр (камера сгорания) горелки – 14, продувочное окно – 15, холодный спай термопарного элемента – 17, горелка – 18

теплопроводности в конструкции горелки предусмотрены продувочные окна, циркуляция воздуха через которые осуществляется за счет эжекции (передачи кинетической энергии движения), создаваемой реактивным потоком отработавших газов горелки. Электромагнитный клапан 7 подачи топлива к горелке осуществляет подачу топлива из топливного баллона 6 через дроссель 8 к жиклеру 10 горелки, содержащему катализатор для поддержания устойчивого, постоянного горения. Горелка оборудована устройством поджига, обеспечивающим с помощью свечи зажигания 9 воспламенение горючей смеси, образующейся путем смешивания топлива с воздухом, поступающим через вентиляционные окна горелки. Внутри горелки установлены термопарные элементы, соединенные между собой последовательно в сегменты, а сегменты соединены между собой параллельно.

Размещение термоэлектрического сегмента генераторной установки внутри горелки представлено на рис. 3.

Функциональная схема ТЭГУ для БПЛА приведена на рис. 4. ТЭГУ работает следующим образом.

Для обеспечения большой дальности и продолжительности полета, а также в других случаях, требующих дополнительной электрической энергии, оператор управления подстыковывает к БПЛА съемный энергетический модуль, представляющий собой термоэлектрический генератор, проверяет степень заряженности аккумуляторных батарей 21 и производит калибровку навигационного оборудования, подстыковывает полезную нагрузку в соответствии с выполняемой задачей. Далее оператор закладывает маршрут полета в систему автоматического управления и отправляет БПЛА к пункту назначения. При разряде аккумуляторных батарей в процессе совершения полета оператору на пульт дистанционного управления поступает сообщение о разряде аккумуляторов до определенного уровня. В этом случае для обеспечения необходимой продолжительности полета оператор с помощью пульта дистанционного управления подает сигнал на запуск дополнительного энергетического модуля (ТЭГУ), который воспринимается блоком управления 1, подающим команды на исполнительные элементы устройства. При этом первоначальный сигнал подается на электромагнитный клапан 7, осуществляющий подачу топлива из топливного

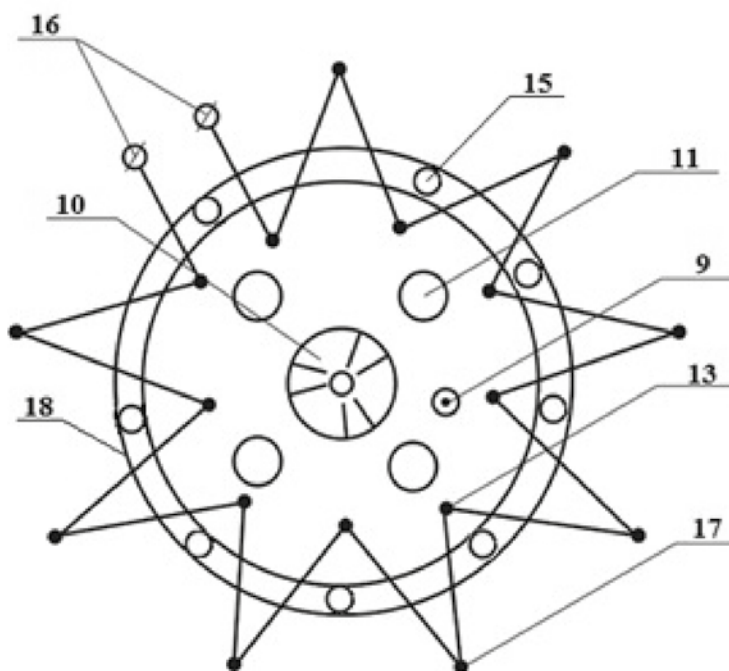


Рис. 3. Схема размещения термоэлектрического сегмента генераторной установки внутри горелки (вид сбоку): контактные выводы – 16, остальные обозначения те же, что и на рис. 2

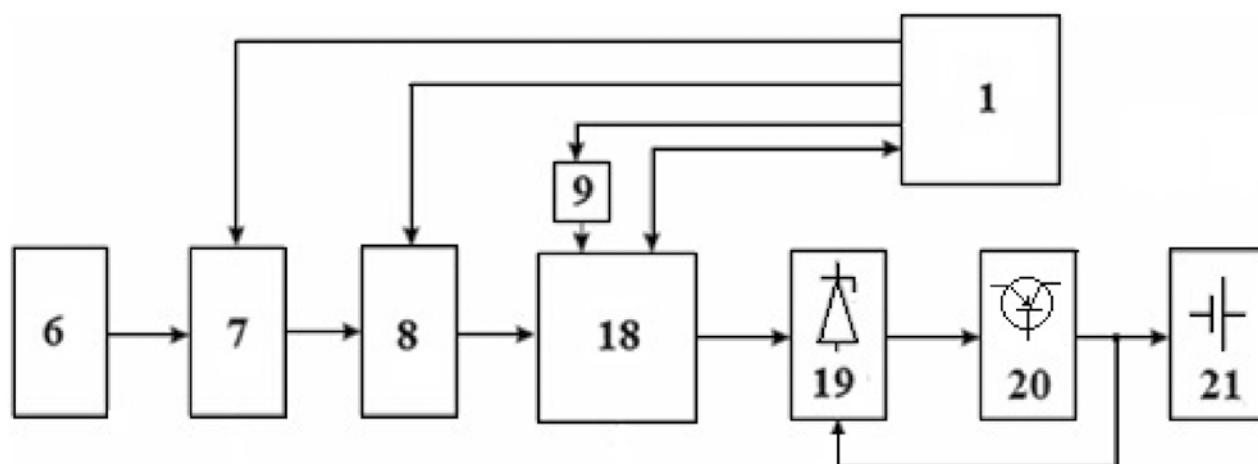


Рис. 4. Функциональная схема ТЭГУ:

блок управления – 1, топливный баллон – 6, электромагнитный клапан – 7, дроссель – 8, свеча зажигания – 9, горелка – 18, чувствительный элемент – 19, коммутатор – 20, аккумуляторная батарея – 21

баллона 6 через дроссель 8 к жиклеру с катализатором 10 (см. рис. 2 и 3) горелки 18, после чего блоком управления 1 подается сигнал на свечу зажигания 9, осуществляющую поджиг образующейся в результате смешивания газообразного топлива с кислородом воздуха горючей смеси.

Таким образом осуществляется нагрев горячих спаев термопар, соединённых последовательно в сегменты для обеспечения необходимого напряжения, а выводы сегментов соединены параллельно для обеспечения необходимой для питания потребителей силы тока. За счет создаваемой разности температур между горячим 13 и холодным 17 спаями (см. рис. 2 и 3) происходит прямое преобразование тепловой энергии в электрическую, которая через регулятор напряжения, состоящий из элементов 19 и 20 (см. рис. 4) подается к аккумуляторной батарее для ее заряда. При этом ТЭГУ оборудуется двумя контурами регулирования напряжения. Первый контур обеспечивает заданную температуру горячих спаев путем изменения подачи горючей смеси в горелку с помощью дросселя (регулятора производительности).

В случае понижения напряжения дроссель увеличивает пропускное сечение для увеличения количества подаваемого топлива в горелку, за счет чего увеличится объем сгораемого топлива и температура горячих спаев, что вызывает повышение выдаваемого термоэлектрическими сегментами напряжения электрического тока. Второй контур обеспечивает непосредственное регулирование напряжения, выдаваемого термоэлектрическим генератором. В случае увеличения напряжения выше заданных параметров чувствительный элемент 19 (см. рис. 4, например, стабилитрон) открывается и подает сигнал на коммутатор 20 (см. рис. 4, например, транзисторный), который, в свою очередь, разрывает цепь заряда аккумуляторной батареи. При снижении напряжения до заданного уровня, чувствительный элемент срабатывает (закрывается), и коммутатор возобновляет подачу электрического тока в цепь заряда аккумуляторной батареи. Таким образом, в процессе полета происходит подзарядка аккумуляторной батареи и питание электроприборов БПЛА.

Изготовление ТЭГУ возможно из комплектующих элементов серийно выпускаемых отечественной промышленностью.

Таким образом, предложенная ТЭГУ способна при необходимости производить подзарядку литий-ионных аккумуляторных батарей БПЛА в процессе полета с целью увеличения дальности и продолжительности полета.

Заключение

Проведен анализ существующих ТЭГУ по их пригодности к использованию в качестве резервного источника электрической энергии для БПЛА с целью увеличения дальности и продолжительности полета.

Обоснована актуальность применения ТЭГУ для БПЛА в качестве резервного источника питания.

Разработана конструкция малогабаритной ТЭГУ, которая может быть использована для подзарядки аккумуляторных батарей в процессе полета БПЛА мультироторного типа, рассмотрена структура конструктивных элементов и их взаимосвязь при эксплуатации.

Предложена двухконтурная система автоматического регулирования напряжения выдаваемого малогабаритной ТЭГУ.

Для снижения аэродинамического сопротивления встречному воздушному потоку рекомендуется ТЭГУ придавать обтекаемую форму или изготавливать в виде цилиндра диаметром, не допускающим его соприкосновения с воздушным потоком, создаваемым винтами мультироторного БПЛА.

Список источников

1. Коровин Н. В. Топливные элементы и электрохимические энергоустановки. Москва: МЭИ, 2005. 280 с.
2. Горюнов И. М., Бакиров Ф. Г., Липилин А. С., Кулаев В. В., Лоскутников А. А. Разработка модуля термодинамического расчета твердооксидных топливных элементов SOFC // Вестник Воронежского государственного технического университета. 2010. Т. 6. № 10. С.186–190.
3. Лоскутников А. А., Сенюшкин Н. С. Оценка возможности применения в силовых установках беспилотных летательных аппаратов источников электричества на основе топливных элементов // Молодой ученый. 2011. Т. 1. № 6(29). С 99–101. URL: <https://moluch.ru/archive/29/3363> (дата обращения: 01.06.2022).
4. Кораблев В. А., Тахистов Ф. Ю., Шарков А. В. Прикладная физика. Термоэлектрические модули и устройства на их основе: Учебное пособие / Под ред. проф. А. В. Шаркова. Санкт-Петербург: СПбГИТМО, 2003. 236 с.
5. Охотин А. С., Ефремов А. А., Охотин В. С. и др. Термоэлектрические генераторы. Москва: Атомиздат, 1971. 184 с.
6. Букин В. Е., Вялов А. П., Гершберг И. А. и др. Оптимизация термоэлектрических генераторов большой мощности // Термоэлектрики и их применение: Доклады VIII Межгосударственного семинара. Санкт-Петербург: ФТИ. 2008. С.26–35.
7. Пат. РФ № RU 2305347 C1 / Р. С. Ерофеев, И. В. Сгибнев, В. М. Ржевский, А. Я. Терекhov, Е. В. Ханин // Изобретения. Полезные модели. 2007. № 24.
8. Пат. РФ № RU 2755980 C1 / В. С. Вохмин, Ф. Ф. Хибиров // Изобретения. Полезные модели. 2021. № 27.
9. Богоявленский А. А., Боков А. Е. Постановка задачи разработки методов управления метрологическими рисками негативных ситуаций в авиационной деятельности // Мир измерений. 2013. № 10. С. 3–7. <https://doi.org/10.35400/1813-8667-2013-10-3-7>
10. Богоявленский А. А., Боков А. Е. Аттестация программного обеспечения специальных СИ на воздушном транспорте // Мир измерений. 2012. № 11. С. 14–22. <https://doi.org/10.35400/1813-8667-2012-11-14-22>
11. Богоявленский А. А. Аттестация испытательного оборудования узлов и агрегатов авиационной техники // Научный вестник МГТУ ГА. 2014. № 199(1). С. 126–133.

12. Богоявленский А. А., Боков А. Е., Ермолаева О. Л., Матюхин К. Е. О сертификации программного обеспечения средств измерений и информационно-измерительных систем, применяемых в гражданской авиации // Сборник научных трудов ГосНИИ ГА. 2010. № 311. С. 86–90.

References

1. Korovin N. V., *Toplivnye ehlementy I ehlektrokhimicheskie ehnergoustanovki [Fuel cells and electrochemical power plants.]*, Moscow, MEI Publ., 2005, 80 p. (In Russ.)
2. Goryunov I. M., Bakirov F. G., Lipilin A. S., Kulaev V. V., Loskutnikov A. A., Development of a module for thermodynamic calculation of solid oxide fuel cells SOFC, *Bulletin of the Voronezh State Technical University*, 2010, vol. 6, no. 10, pp.186–190. (In Russ.)
3. Loskutnikov A. A., Senyushkin N. S., Ocenka vozmozhnosti primeneniya v silovykh ustanovkakh bespilotnykh letatel'nykh apparatov istochnikov elektricheskogo napryazheniya na osnove toplivnykh elementov, *Molodoj uchenyj*, 2011, vol. 1, no. 6(29), pp. 99–101, available at: <https://moluch.ru/archive/29/3363> (accessed 01.06.2022). (In Russ.)
4. Korablev V. A., Takhistov F. Yu., Sharkov A. V., *Prikladnaya fizika. Termoelektricheskie moduli i ustrojstva na ikh osnove. Uchebnoe posobie [Applied physics. Thermoelectric modules and devices based on them: Textbook]*, Ed. Prof. A. V. Sharkov, St. Petersburg, SPbGITMO Publ., 2003, 236 p. (In Russ.)
5. Okhotin A. S., Efremov A. A., Okhotin V. S. et al., *Termoelektricheskie generatory [Thermoelectric generators]*, Moscow, Atomizdat Publ., 1971, 184 p. (In Russ.)
6. Bukin V. E., Vyalov A. P., Gershberg I. A. et al., Optimizatsiya termoelektricheskikh generatorov bol'shoj moshchnosti, Termoelektriki i ikh primeneniye, *Doklady VIII Mezhdgosudarstvennogo seminara [Optimization of high-power thermoelectric generators. Thermoelectrics and their application, Reports of the VIII Interstate Seminar]*, St. Petersburg, FTI Publ., 2008, pp. 26–35. (In Russ.)
7. Erofeev R. S., Shibnev I. V., Rzhavsky V. M., Terekhov A. Ya., Khanin E. V., RF Patent. no. 2305347 C1, *Izobreteniya. Poleznye modeli*, 2007, no. 24. (In Russ.)
8. Vokhmin V. S., Khibirov F. F., RF Patent no. 2755980 C1, *Inventions. Utility Models*, 2021, no. 27. (In Russ.)
9. Bogoyavlensky A. A., Bokov A. E., Statement of the Problem of Developing Metrological Risk Management Methods for Negative Situations in Aviation Activity, *Mir izmerenij*, 2013, no. 10, pp. 3–7. (In Russ.) <https://doi.org/10.35400/1813-8667-2013-10-3-7>
10. Bogoyavlensky A. A., Bokov A. E., Attestation of special MI software on air transport, *Mir izmerenij*, 2012, no. 11, pp. 14–22. (In Russ.) <https://doi.org/10.35400/1813-8667-2012-11-14-22>
11. Bogoyavlensky A. A., Attestation of test equipment of units and assemblies of aviation equipment, *Scientific Bulletin of MSTU CA*, 2014, no. 199(1), pp. 126–133. (In Russ.)
12. Bogoyavlensky A. A., Bokov A. E., Ermolaeva O. L., Matyukhin K. E., On certification of software measuring instruments and information and measuring systems used in civil aviation, *Sbornik nauchnykh trudov GosNII GA*, 2010, no. 311, pp. 86–90. (In Russ.)

Информация об авторах

Великанов Алексей Викторович, кандидат технических наук, профессор, профессор кафедры, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина», Воронеж, Россия, Velikanov_AI_V@mail.ru

Дьякова Нина Алексеевна, кандидат биологических наук, доцент кафедры, Воронежский государственный университет, Воронеж, Россия, Ninoshka_V89@mail.ru

Шишкин Алексей Викторович, адъюнкт, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина», Воронеж, Россия, tehchast55@mail.ru

Буравлёв Егор Николаевич, курсант, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина», Воронеж, Россия

Authors information

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

Dyakova Nina A., Candidate of Sciences (Biologic), Associate Professor of Department, Voronezh State University, Voronezh, Russia, Ninochka_V89@mail.ru

Shishkin Alexey V., Adjunct, Military Educational and Scientific Centre of the Air Force N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin Air Force Academy, Voronezh, Russia, tehchast55@mail.ru

Buravlev Egor N., Cadet, Military Educational and Scientific Centre of the Air Force N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin Air Force Academy, Voronezh, Russia

Статья поступила в редакцию 07.06.2022; одобрена после рецензирования 02.08.2022; принята к публикации 08.08.2022.

The article was submitted 07.06.2022; approved after reviewing 02.08.2022; accepted for publication 08.08.2022.

Научная статья
УДК 004.052.4.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ И КОРРЕКЦИЯ ОШИБОК ОПЕРАТОРОВ ИНФОРМАЦИОННЫХ СИСТЕМ В АВИАЦИОННОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

В. В. БЫКОВА, А. Г. КАРАПЕТЯН, А. Н. ШАРЫПОВ, С. В. КОВАЛЬ

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. Статья посвящена практическим аспектам защиты информационных систем предприятий авиационной отрасли от ошибок операторов на этапе эксплуатации. Рассмотрены способы автоматизации процесса предупреждения, обнаружения и коррекции ошибок операторов. В статье рассмотрены способы защиты таких информационных систем от нарушений, связанных с несоблюдением правил доступа, отсутствием полной и актуальной документации на систему, а также с несвоевременным выполнением процедур администрирования. Кроме того речь идет о способах предупреждения, обнаружения и коррекции ошибок операторов, связанных с навыками. Рассмотрены причины возникновения ошибок, виды таких ошибок и их взаимосвязь. Для каждого вида ошибок, связанных с навыками, приведены примеры из имеющегося опыта разработки и эксплуатации информационных систем с соответствующими рекомендациями, позволяющими значительно снизить риск возникновения таких ошибок.

Ключевые слова: безопасность полетов, воздушное судно, информационная система, программное обеспечение, единое информационное пространство, база данных, жизненный цикл информационных систем, ошибки оператора, коррекция ошибок

Для цитирования: Быкова В. В., Карапетян А. Г., Шарыпов А. Н., Коваль С. В. Предупреждение и коррекция ошибок операторов информационных систем в авиационной деятельности // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 39. С. 144–154.

PREVENTION AND CORRECTION OF ERRORS OF OPERATORS OF INFORMATION SYSTEMS IN AVIATION ACTIVITIES

V. V. BYKOVA, A. G. KARAPETYAN, A. N. SHARYPOV, S. V. KOVAL

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

Abstract. This article is devoted to the practical aspects of protecting information systems of aviation industry enterprises from errors associated with the human factor at the operational stage. The article discusses in detail the ways to automate the process of preventing, detecting and correcting operator errors. The first part of the article discusses ways to protect such information systems from violations related to non-compliance with access rules, lack of complete and up-to-date documentation for the system, as well as untimely implementation of administration procedures. In the second part of the article, we are talking about ways to prevent, detect and correct operator errors related to skills. The reasons for the occurrence of errors, the types of such errors and their relationship are considered. Further, for each type of errors associated with skills, examples are given from the experience of developing and operating the user module “Supplier of ATPI” with appropriate recommendations that can significantly reduce the risk of such errors.

Keywords: flight safety, information system, software, service aircraft maintenance, supplier of aviation-technical products, unified information space, data base, life cycle of information systems

For citation: Bykova V. V., Karapetyan A. G., Sharypov A. N., Koval S. V., Prevention and correction of errors of operators of information systems in aviation activities, Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, 2022, no. 39, pp. 144–154. (In Russ.)

Введение

Технический прогресс в гражданской авиации и связанных с ней отраслях в последние десятилетия определяется в частности разработкой больших информационных систем (ИС) с использованием искусственного интеллекта и технологий Big Data. При этом к надежности, безопасности и эффективности ИС авиационных предприятий предъявляются повышенные требования, поскольку эти системы оказывают существенное влияние на безопасность полетов.

Как было подробно разобрано в предыдущих статьях [1–3] данного цикла, ошибки, связанные с человеческим фактором, занимают важное место среди других уязвимостей ИС предприятий авиационной отрасли. Проведенный анализ показал, что на разных этапах жизненного цикла ИС преобладают разные виды ошибок: в то время как на этапах проектирования и разработки ошибки в основном связаны с принятием неверных решений, на этапе эксплуатации и сопровождения ошибки в основном обусловлены отсутствием необходимых навыков у оператора, а также нарушениями установленных правил, инструкций и нормативов [4].

Как было отмечено в [3], возникновению таких ошибок способствуют факторы рабочей среды (организация рабочего места, температура, освещение, шум и т. п.), профессиональные факторы (уровень образования и профессиональной подготовки, знание правил и инструкций, опыт работы) и психологические (усталость, эмоциональный фон, способность сконцентрироваться, отношения в коллективе и т. п.).

Когда речь идет о сложной ИС, следует учитывать влияние еще одного важнейшего фактора, а именно способности самой ИС адекватно реагировать на возможные ошибки персонала с целью минимизации вероятности их возникновения, обнаружения и, по возможности, исправления [5]. В данной статье мы разберем способы, позволяющие реализовать этот фактор.

Рекомендации, предложенные в статье, в общем случае могут быть применены к любым ИС, обеспечивающим сопровождение технологических процессов на предприятиях авиационной отрасли, поскольку охватывают общие для этих предприятий задачи.

Цель и методика исследования

Целью данного исследования является минимизация риска ошибок операторов и поиск эффективных способов защиты от них.

Как показал опыт авторов при разработке, внедрении и сопровождении ИС, на этапе составления технического задания практически невозможно учесть все проблемы, связанные с человеческим фактором, и предусмотреть максимальную защиту от ошибок операторов. Поэтому исключительно важно взаимодействие между заказчиком и разработчиком по сопровождению программного продукта на первом этапе эксплуатации системы, позволяющее оперативно выявлять и устранять возникающие проблемы [6]. По сути, такой подход является разновидностью бета-тестирования и широко применяется при разработке программного обеспечения [7].

Большая часть ошибок обусловлена тем фактором, что ввод данных осуществляется представителями разных подразделений предприятия, и отсутствием четкого регламента взаимодействия между ними. Поэтому акцент был сделан на то, чтобы снизить влияние этого фактора. Как будет показано ниже, для этого используются логистический и логический контроль.

В качестве критерия успешности применяемых методов автоматизации защиты от ошибок операторов фиксировалось количество обращений заказчика к разработчику по поводу устранения ошибок за определенный период времени.

Опыт сопровождения начального этапа эксплуатации Программного модуля (ПМ) «Поставщик АТИ» в ЗАО «ИФК Техник» показал, что за первый год количество таких обращений благодаря внедрению описанных ниже методов снизилось с 2–1 раз в неделю до 1 раза в 1–2 месяца, а к концу второго года стабильно не превышало 1 раза в квартал – и в подавляющем числе случаев эти обращения были связаны с техническими проблемами – например, перебоями в работе сетевого оборудования или повреждениями кластеров на сервере.

Это является хорошим показателем эффективности представленных рекомендаций и позволяет применять их для других ИС авиационной отрасли.

По мере накопления статистики ошибок проведена их классификация и анализ вызывающих их факторов, что позволило систематизировать работу по снижению риска возникновения ошибок операторов.

Нарушения и способы автоматизации защиты от них

В [3] была приведена общая классификация ошибок, связанных с человеческим фактором, в частности их деление на непреднамеренные ошибки и нарушения. К нарушениям, в частности, относятся:

- Работа с ИС персонала, не имеющего соответствующей подготовки и/или допуска для работы с системой.

- Отсутствие полной и актуальной документации на ИС.

- Невыполнение необходимых процедур для поддержания функционирования системы.

- Выполнение персоналом не свойственных ему функций.

Как вспомогательные средства для предотвращения нарушений используются система всплывающих подсказок и автоматическое сохранение копий критически важных записей в соответствующих таблицах протоколов БД.

Нарушения – выполнение оператором не свойственных ему функций, могут иметь последствия: а) выполненные неквалифицированным персоналом действия приводят к сбоям в работе системы; б) они могут быть не критичными с финансовой точки зрения, но нанести предприятию ущерб другого рода – например, разглашение коммерческой тайны.

Персонал, допущенный к работе с ИС можно разделить на следующие категории:

- администраторы баз данных (БД), к функциям которых относятся обеспечение безопасности и целостности БД, резервное копирование и восстановление БД и взаимодействие с разработчиками системы с целью обновления версий и устранения возможных неполадок;

- технический персонал, осуществляющий ввод информации о технологических процессах предприятия в пользовательскую часть БД;

- представители бухгалтерии, обеспечивающие ведение финансовой информации;

- руководство предприятия, осуществляющее контроль и управление всеми процессами.

Управление доступом к перечисленным функциям и разграничение полномочий пользователей является важнейшим фактором обеспечения безопасности функционирования системы [8].

В описываемой ИС по предупреждению и коррекции ошибок операторов реализовано разделение пользователей на указанные категории. Соответствующая информация хранится в учетной записи каждого пользователя. С другой стороны, все выполняемые задачи также разделены на группы, и перед запуском каждой из них осуществляется проверка доступа к ней данной категории пользователя.

Способы автоматизации защиты от ошибок, связанных с навыками

В отличие от нарушений, ошибки, связанные с навыками, являются непреднамеренными, и причины их более разнообразны [9]. Остановимся на них подробнее.

- *Задача представляется слишком простой.* Когда задача хорошо знакома и ее выполнение доведено до автоматизма, она может выполняться без должного внимания, и по этой причине увеличивается опасность ввода ошибочного значения и ошибок несоответствия, связанных с пропуском ввода данных.

- *Задача представляется слишком сложной.* Если задача сложная или ее выполнение не освоено должным образом, возрастает вероятность появления ошибок несоответствия, связанных с нарушением очередности ввода данных, пропуском ввода данных, несоблюдением формата и заданной точности, а также повторного ввода.

- *Имеются похожие задачи, требующие различного подхода.* В них также увеличивается риск возникновения ошибок несоответствия, связанных с нарушением очередности ввода данных, несоблюдением формата и заданной точности, пропуском ввода, а также повторного ввода данных.

- *Нарушен естественный порядок выполнения шагов в процедуре.* Это может привести к появлению всех типов ошибок несоответствия, в том числе ошибок несоответствия, связанных с повторным вводом.

- *Есть перерывы и отвлекающие факторы.* Это увеличивает риск возникновения всех типов ошибок, связанных с навыками.

Взаимосвязь причин и видов ошибок этапа эксплуатации ИС, связанных с навыками персонала, представлена на рис. 1.

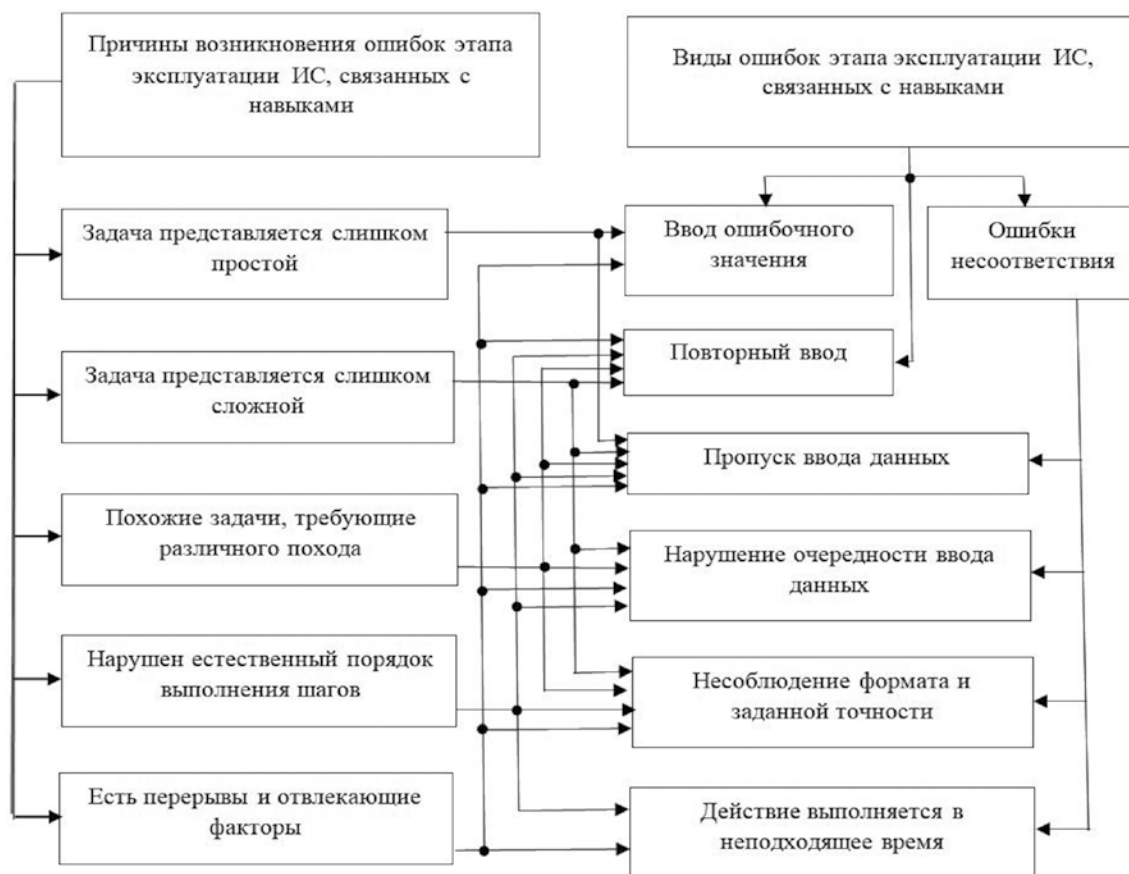


Рис. 1. Взаимосвязь причин и видов ошибок этапа эксплуатации ИС, связанных с навыками персонала

Рассмотрим конкретные способы предотвращения и коррекции указанных видов ошибок по порядку.

- **Ввод ошибочного значения.** Ошибки этого вида достаточно широко распространены и, к сожалению, не всегда поддаются обнаружению.

Установка программных фильтров для выявления подобных ошибок возможна в тех случаях, когда:

а) Вновь вводимые данные имеют смысловую связь с уже имеющимися данными – и противоречат им.

Например, наработки комплектующих изделий (КИ) с течением времени могут только увеличиваться, а остатки ресурсов, соответственно, только уменьшаться (если речь идет о межремонтном ресурсе, то после очередного ремонта он снова принимает определенное значение).

б) Вводимое значение не вписывается в допустимый диапазон.

Например, для тех КИ, к которым применяется техническая эксплуатация по ресурсу, остатки ресурсов и соответствующие наработки не могут превышать некоторые стандартные значения.

В перечисленных в пунктах а) и б) случаях для обнаружения ввода ошибочного значения используется *логический контроль*; при этом следует отметить, что его возможности по нахождению ошибки сильно ограничены, а по ее автоматической коррекции равны нулю. Действия системы при обнаружении ошибочного ввода – его блокировка с выдачей соответствующего сообщения оператору.

с) Вводимые данные не согласуются с информацией, хранящейся в справочниках и кодификаторах.

Всю информацию, содержащуюся в БД ПМ «Поставщик АТИ», можно условно разделить на таблицы, содержащие справочники и кодификаторы, и непосредственно пользовательские таблицы – т. е. те массивы данных, информацию в которые вводит пользователь.

К справочникам и кодификаторам относятся таблицы, содержащие сведения об авиакомпаниях, аэропортах, типах и модификациях воздушных судов (ВС), общие данные о компонентах ВС, об изготовителях и поставщиках авиационно-технического имущества (АТИ). Заполнение справочников и кодификаторов происходит на этапах разработки, внедрения и эксплуатации ПМ и осуществляется усилиями как разработчика, так и заказчика. Таблицы этой части БД составляют «костяк» ИС и изменяются относительно редко.

К пользовательской части БД относятся таблицы, которые отражают текущее состояние технологических процессов субъекта Информационно-аналитической системы мониторинга летной годности воздушных судов (ИАС МЛГ ВС). В ПМ «Поставщик АТИ» это таблицы, содержащие информацию о наличии АТИ на складах, о прохождении поступающими блоками входного контроля, о движении АТИ в ремонте, о выдачах на замену, о прохождении таможенного контроля и т. д. В этих таблицах каждая запись, или строка, соответствует действию с определенным блоком (выдача со склада, отправка в ремонт, помещение в карантин и т. п.). Данные в этих таблицах обновляются достаточно часто, и для обеспечения максимальной защиты от возможных сбоев предусмотрено ведение таблиц протоколов. Для каждой пользовательской таблицы создается таблица протоколов, в которую дублируется каждая вновь созданная, измененная или удаленная запись основной таблицы. Это позволяет восстановить актуальную информацию в случае повреждения целостности БД.

В справочниках и кодификаторах могут храниться следующие типы данных: символьные строки (например, наименования объектов), числовые, логические (принимающие значение истина/ложь) и данные формата дата/время. В соответствии с типом данных используются различные способы обнаружения и коррекции ошибок.

В случае числовых данных (например, информации о ресурсах и наработках) есть возможность проверки на попадание в допустимый диапазон аналогично пункту б) (*логический контроль*).

Для того, чтобы не допустить неверного ввода символьной строки – наименования объекта из справочника или кодификатора, используется *инструмент среды разработки* – раскрывающиеся списки, которые позволяют выбрать строку из набора корректных значений и заблокировать ввод значений, не входящих в этот набор.

Еще один пример работы с символьными строками справочников и кодификаторов для верификации вводимой информации – использование списков допустимых значений. Например, некоторая ремонтная организация специализируется на ремонте и техобслуживании конечного списка блоков авиационного оборудования. В этом случае уместно внести этот список в кодификатор ремонтных организаций с тем, чтобы при вводе информации об отправке изделия в ремонт не допустить ввода ошибочного наименования организации.

- **Повторный ввод данных.** Если сравнивать с вводом ошибочного значения, ошибки этого вида, с одной стороны, встречаются реже, с другой – проще поддаются обнаружению и коррекции. Для этого теоретически на этапе проектирования задачи необходимо четко прописать критерии повторного ввода для каждого вида данных (разумеется, там, где это возможно).

На практике такой подход может сильно «утяжелить» программный код, поэтому обычно используется блокировка возможности повторного ввода данных только там, где она критична.

Например, из опыта разработки и эксплуатации ПМ «Поставщик АТИ» был сделан вывод, что к критичной информации относится информация о движении АТИ по цепочке изготовитель – поставщик – эксплуатант – предприятие технического обслуживания и ремонта (ТоиР). Отдельно стоит отметить, что на каждом предприятии из указанной цепочки существуют склады со своими внутренними процедурами приема/выдачи, входного контроля, помещения в карантин, маркировки, размещения на складе, списания и т. п.

В ПМ «Поставщик АТИ» для определения текущего КИ используется система кодов состояния, и каждому действию по переводу КИ из одного состояния в другое предшествует определенная проверка. Это позволило разработать дополнительный способ автоматизации защиты от ошибок оператора – *логистический контроль*, суть которого описана ниже.

Рассмотрим для примера движение КИ по контуру эксплуатант – поставщик АТИ – ремонтная организация. Упрощенная схема такого движения представлена на рис. 2.

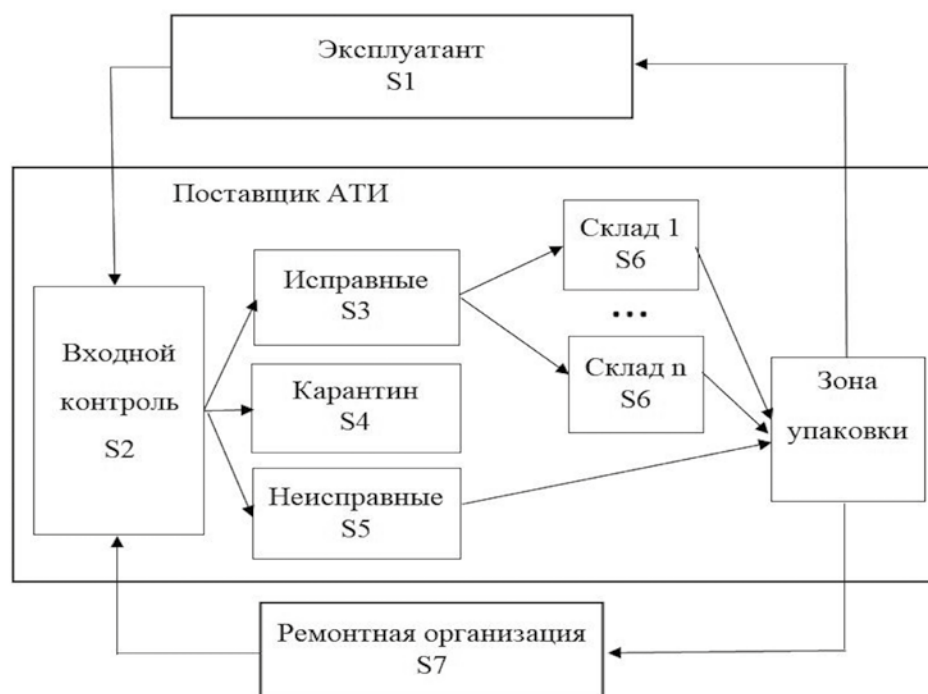


Рис. 2. Упрощенная схема движения КИ между эксплуатантом, поставщиком и ремонтной организацией

Все вновь поступающие КИ проходят процедуру входного контроля, которая включает в себя визуальный осмотр и проверку документации. При этом КИ может вернуться от эксплуатанта по причине истечения срока аренды или как требующее ремонта. Соответственно, они помещаются на склады временного хранения как исправные или неисправные. КИ, к которым при визуальном осмотре или проверке документации возникли вопросы, помещаются в карантин до выяснения обстоятельств.

Далее исправные КИ помещаются на склад (в общем случае их может быть несколько), откуда, пройдя через зону упаковки, могут быть снова выданы эксплуатанту.

Неисправные и подлежащие ремонту КИ отправляются в ремонтную организацию. По окончании ремонта они снова возвращаются поставщику через процедуру входного контроля.

Для исключения повторного ввода данных по движению КИ (а также пропуска ввода таких данных и нарушения очередности), каждая запись соответствующей таблицы содержит поле статуса КИ со значениями, условно, от S1 до S7, как это показано на рис. 2, которое отражает текущее состояние КИ. Попытка ввести в таблицу о движении КИ данные с тем же кодом статуса, который является текущим на данный момент времени, блокируются с соответствующим сообщением оператору.

- Ошибки несоответствия.

– *Пропуск ввода данных.* Для того, чтобы минимизировать риск появления этого вида ошибок, применяются следующие стратегии:

а) Использование обязательных полей ввода. Для большинства таблиц БД ПМ «Поставщик АТИ» существует набор так называемых ключевых полей, которые позволяют однозначно определить объект (например, в таблице, содержащей сведения о КИ, таким набором являются шифр, заводской номер и дата изготовления КИ). Заполнение таких полей является обязательным, в противном случае система не позволит сохранить текущую запись и перейти к другим действиям.

б) Логистический контроль.

Важнейшей частью БД ПМ «Поставщик АТИ» является информация о движении КИ, и одним из параметров этой информации является статус блока, условно обозначенный на рис. 2 как S1...S7. Поскольку технологические процессы упорядочены, очевидно, что эти статусы не могут сменять друг друга в произвольном порядке, и существует ограниченное количество их последовательностей с момента прихода КИ к поставщику и до передачи его в другую организацию. В упрощенном виде их можно описать следующим образом:

S1→S2→S3→S6→S1

S1→S2→S4

S7→S2→S4

S1→S2→S5→S7

S7→S2→S3→S6→S1

Основным преимуществом ИАС МЛГ ВС по сравнению с аналогами является наличие единого информационного пространства, которое позволяет обмениваться информацией между ее субъектами – разработчиками, изготовителями, поставщиками, эксплуатантами и ремонтными организациями. Это позволяет охватить весь жизненный цикл КИ и дает возможность отслеживать его движения всем участникам. С учетом этого, последовательности смены состояний удлиняются и принимают более сложный вид, например:

S1→S2→S5→S7→S2→S3→S6→S1

Однако очевидно, что в смене статусов существует четкая закономерность, и, например, S1 не может непосредственно смениться на S3.

Это позволяет добавить еще один фильтр для исключения пропуска ввода критически важных данных.

Как было отмечено выше, существенным фактором увеличения риска ошибок оператора является отсутствие регламентированного взаимодействия между подразделениями предприятия. Внедрение логистического контроля с использованием кодов состояния позволяет значительно снизить этот риск.

в) Логический контроль.

Примеры:

- попытка ввода информации о втором капитальном ремонте КИ при отсутствии в БД сведений о первом капитальном ремонте;

- попытка ввода информации о КИ, отсутствующем в реестре поставщика (пропущен этап оприходования КИ).

– *Нарушение очередности ввода данных.* Использование полей статуса КИ, иллюстрацией к которому служит рис. 2, позволяет выявить ошибки данного типа, касающиеся движения КИ, наряду с повторным вводом и пропуском ввода данных – *логистический контроль*.

Другой пример нарушения очередности ввода данных – это попытка провести алгоритмический анализ или сформировать некоторый документ при условии, что все необходимые для этого данные еще не были введены.

В этом случае наиболее часто используются две тактики:

- Если все данные, необходимые для корректной работы конкретной задачи, содержатся в одной экранной форме, то целесообразно использование обязательных полей ввода – *инструмента среды разработки*.

- В том случае, если локализация всех данных в одной экранной форме отсутствует, перед выполнением задачи используется *логический контроль* – проверка наличия актуальных данных в БД.

– *Несоблюдение формата и заданной точности.*

Самый простой в плане выявления и коррекции вид ошибок. Для обеспечения нужного формата используется *инструмент среды разработки* – маски ввода, для проверки соблюдения заданной точности применяется *логический контроль* для критически важных полей ввода.

Стоит отметить, что такой простой способ, как использование масок, иногда позволяет выявить ошибки (и даже попытки подделки) в документации на авиационную технику. Например, был случай, когда в паспорте изделия в качестве даты изготовления было указано 31 ноября. При отсутствии маски ввода формата дата/время и встроенного логического контроля оператор мог легко пропустить эту ошибку.

– *Ввод данных в неподходящее время.*

Актуальность и достоверность информации являются важнейшими требованиями к ИС предприятий авиационной отрасли, поэтому в ряде случаев необходим контроль своевременности ввода данных.

Для того, чтобы иметь возможность осуществлять этот контроль, в тех таблицах БД, где этот контроль целесообразен, к основному набору полей добавлены поля, содержащие сведения о дате/времени создания и/или последней модификации записи.

Такой контроль можно разделить на две категории:

- *Проверка актуальности данных на этапе их ввода/редактирования.*

Наличие таких полей даты/времени создания и последней модификации записи, а также использование системной даты/времени, позволяет, в том числе, исключить ситуацию ввода информации «задним числом».

- *Оповещение о необходимости ввода данных* при наступлении определенного момента времени с использованием системы контрольных дат.

Эта функция бывает особенно полезна в тех случаях, когда присутствуют технологические процессы, совершаемые с определенной периодичностью, либо требующие некоторых контрольных действий по прошествии определенного времени. Например:

- консервация блоков авиационного оборудования;
- контроль своевременности проведения финансовых операций;
- контроль своевременности возврата КИ из аренды или после ремонта.

Стоит отметить, что использование системы контрольных дат не только позволяет избежать несвоевременного ввода данных, но и оказывает существенную помощь в организации и планировании производства.

Для обнаружения и коррекции этого вида ошибок используется *логический контроль*.

Заключение

Проведенный анализ, основанный на практическом опыте эксплуатации и сопровождения информационной системы ПМ «Поставщик АТИ» ИАС МЛГ ВС, позволяет выделить особенности ошибок операторов и дать ряд рекомендаций по автоматизации их предупреждения, обнаружения и коррекции, с распространением на любые другие ИС авиационной отрасли.

В случае ошибок, связанных с нарушениями (несоблюдение правил доступа, отсутствие полной и актуальной документации на систему, несвоевременное выполнение процедур администрирования), делается акцент на предотвращение подобных ошибок. При этом используются возможности управления доступом с помощью учетных записей пользователей, система всплывающих подсказок и автоматическое сохранение копий критически важных записей в соответствующих таблицах протоколов БД. При этом в случае ошибок, связанных с навыками, в зависимости от конкретного вида ошибок предложенные в статье рекомендации нацелены на их предотвращение, обнаружение и коррекцию.

Приведенные в статье рекомендации можно разделить на меры:

- а) *логического контроля*, который подразумевает проверку на соответствие вновь вводимых данных информации, уже хранящейся в БД по различным критериям;
- б) *логистического контроля*, предотвращающего ввод данных в нарушение существующих логистических цепочек;
- с) *использование инструментов среды разработки*, таких как обязательные поля ввода, раскрывающиеся списки, маски ввода.

Из перечисленных мер *логистический контроль* с использованием кодов состояния объектов и их допустимых последовательностей представляет собой авторскую методику, которая может быть применена и при эксплуатации других информационных систем авиационных предприятий.

Применение перечисленных мер позволяет частично автоматизировать выявление и коррекцию ошибок операторов информационных систем предприятий авиационной отрасли и тем самым снизить риск возникновения такого рода ошибок.

Новизна представленных научных результатов заключается в том, что авторами показана возможность усовершенствования методов повышения безопасности эксплуатации авиационных ИС и проактивно находить корректирующие (управляющие) воздействия на них с учетом скрытых угроз.

Для доведения до заинтересованных организаций и лиц, широкого внедрения в практику авиационной деятельности на воздушном транспорте (ВТ) полученных результатов исследований, удобства и формализации процесса практического применения результатов проведенных исследований, ИАЦ ГосНИИ ГА планирует разработать универсальную Инструкцию для ИС, применяемых на ВТ. Инструкция прикладного характера будет оформлена и утверждена в установленном порядке.

Список источников

1. Быкова В. В., Глухов Г. Е., Шарыпов А. Н., Черников П. Е., Коваль С. В., Коньков А. Ю. Проблемы уязвимости информационных систем предприятий авиационной отрасли: анализ и классификация ошибок // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2019. № 27. С. 56–65.
2. Быкова В. В., Глухов Г. Е., Шарыпов А. Н., Карапетян А. Г., Ладыгина Н. Н., Коваль С. В. Проблемы уязвимости информационных систем предприятий авиационной отрасли: ошибки, связанные с человеческим фактором // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2020. № 32. С. 88–99.
3. Быкова В. В., Карапетян А. Г., Брусникин В. Ю., Ладыгина Н. Н., Коньков А. Ю. Исследование ошибок эксплуатации информационных систем, связанных с человеческим фактором // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 38. С. 125–135.
4. ГОСТ Р 51901.12-2007. Менеджмент риска. Метод анализа видов и последствий отказов. Москва: Стандартинформ, 2008. 35 с.
5. ГОСТ Р 56546-2015. Защита информации. Уязвимости информационных систем. Классификация уязвимостей информационных систем. Москва: Стандартинформ, 2015. 8 с.
6. Синицын С. В., Налютин Н. Ю. Верификация программного обеспечения. Москва: МИФИ, 2006. 157 с.
7. Канер К., Фолк Д., Нгуен Е. К. Тестирование программного обеспечения. Фундаментальные концепции менеджмента бизнес-приложений. Киев: ДиаСофт, 2001. 544 с.
8. Марасанов Л. О. Современные информационные технологии в работе авиационного эксплуатационного предприятия // Научный вестник МГТУ ГА. 2014. № 201. С. 86–90.
9. Марков А. С., Цирлов В. Л., Барabanов А. В. Методы оценки несоответствия средств защиты информации. Москва: Радио и связь, 2012. 192 с.

References

1. Bykova V. V., Glukhov G. E., Sharypov A. N., Chernikov P. E., Koval S. V., Konkov A. Yu., Problems of the vulnerability of information systems of aviation industry enterprises: analysis and classification of errors, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2019, no. 27, pp. 56–65. (In Russ.)
2. Bykova V. V., Glukhov G. E., Sharypov A. N., Karapetyan A. G., Ladygina N. N., Koval S. V., Problems of the vulnerability of information systems of aviation industry enterprises: human factor errors, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2020, no. 32, pp. 88–99. (In Russ.)
3. Bykova V. V., Karapetyan A. G., Brusnikin V. Yu., Ladygina N. N., Konkov A. Yu., Investigation of information systems operation errors related to human factor, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2022, no. 38, pp. 125–135. (In Russ.)
4. GOST R 51901.12-2007. Risk management. Procedure for failure mode and effects analysis, Moscow, Standartinform Publ., 2008, 35 p. (In Russ.)
5. GOST R 56546-2015. Information protection. Vulnerabilities in information systems. The classification of vulnerabilities in information systems, Moscow, Standartinform Publ., 2015, 8 p. (In Russ.)
6. Sinitsyn S. V., Nalyutin N. Yu., *Verifikatsiya programmnogo obespecheniya [Software verification]*, Moscow, MIFI Publ., 2006, 157 p. (In Russ.)
7. Kaner K., Faulk D., Nguen E. K. *Testirovanie programmnogo obespecheniya. Fundamental'nye kontseptsii menedzhmenta biznes-prilozhenij [Software testing. Fundamental concepts of business application management]*, Kiev, DiaSoft Publ., 2001, 544 p. (In Russ.)
8. Marasanov L. O., Modern technologies in the aircraft maintenance organizations operation, *Scientific Bulletin of MSTU CA*, 2014, no. 201, pp. 86–90. (In Russ.)
9. Markov A. S., Tsirlov V. L., Barabanov A. V., *Metody otsenki nesootvetstviya sredstv zashchity informatsii [Methods for assessing the inconsistency of information security tools]*, Moscow, Radio i svyaz' Publ., 2012, 192 p. (In Russ.)

Информация об авторах

Быкова Вера Викторовна, старший научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, bykova@mlgvs.ru

Карапетян Арман Гегамович, начальник отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, karapetyan@mlgvs.ru

Шарыпов Андрей Николаевич, кандидат технических наук, заместитель директора Научного центра, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, sharypov@mlgvs.ru

Коваль Сергей Васильевич, заместитель начальника отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, koval@mlgvs.ru

Authors information

Bykova Vera V., Senior Researcher, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, bykova@mlgvs.ru

Karapetyan Arman G., Head of Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, karapetyan@mlgvs.ru

Sharypov Andrey N., Candidate of Sciences (Engineering), Deputy Director of the Scientific Center, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, sharypov@mlgvs.ru

Koval Sergey V., Deputy Head of Department of the Scientific Center, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, koval@mlgvs.ru

*Статья поступила в редакцию 06.06.2022; одобрена после рецензирования 03.08.2022; принята к публикации 10.08.2022.
The article was submitted 06.06.2022; approved after reviewing 03.08.2022; accepted for publication 10.08.2022.*

Зарегистрирован Федеральной службой по надзору в сфере связи,
информационных технологий и массовых коммуникаций (Роскомнадзор)
Свидетельство о регистрации ПИ № ФС77-61476 от 24 апреля 2015 г.

Подписано в печать 17.08.2022

Печать офсетная
18,7 усл. печ. л.

Формат 60х84 1/8
Заказ № 22-42ж

12,7 уч.-изд. л.
Тираж 70 экз.

Изготовлено и оформлено: ООО «Типография Миттель Пресс»

e-mail: mittelpress@mail.ru

Автор верстки: Михеева А. В.