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 (№ 355)

№ 44

Москва
2023

ББК 39.5

Н34

Научный вестник ГосНИИ ГА

Основан в 1952 году

Учредитель. Издатель. Редакция:

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

Founder, Publisher, Editorial board:

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

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

- -

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

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

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 – И. Н. Шестаков, д-р техн. наук (ГосНИИ ГА)

Члены редакционной коллегии

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

тел./факс: 8 (495) 956 49 63 (*1018) e-mail: science@gosniiga.ru

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

Editorial Board

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 – Shestakov I. N., Dr. Sci. (Eng.), GosNII GA, Moscow, Russia

The members of the Editorial Board

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

tel./fax: 8 (495) 956 49 63 (*1018) e-mail: science@gosniiga.ru

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

№ 44 **2023**

СОДЕРЖАНИЕ

Аэронавигация и эксплуатация авиационной техники

Макаров М. В. К вопросам одобрения и применения противообледенительных жидкостей в отечественных аэропортах в современных условиях 9

Потапенко Ю. А., Лосев А. И. Результаты исследования причин разрушения полозкового шасси вертолёта при стендовых испытаниях 20

Масленникова Г. Е., Дмитриева С. В., Тажетдинов Р. Р. Связь изменения скороподъёмности и крейсерской скорости самолётов Ан-24 с работой автомата дозирования топлива 31

Селиванов А. Ю., Семёнов Н. М. Исследование и обобщение опыта эксплуатации бортового оборудования самолётов Ан-24 всех модификаций за 2017–2022 годы 39

Князев А. С., Карташов А. В., Карташова А. А. Перспективы применения имитаторов многофункциональных индикаторов самолёта Л-410УВП-Е20 в процессе обучения курсантов-лётчиков 50

Горбунов В. П., Стручкова А. М. Исследование влияния взлётно-посадочных характеристик самолёта RRJ-95B/LR на перспективы расширения его эксплуатации в дальневосточном регионе 60

Антонец И. В., Борсоева В. В., Борсоев В. А., Борисов Р. А., Нигматуллина Л. А. Пути автоматизации процесса установки уровня опорного давления в бортовых барометрических высотомерах 71

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

Мальцев О. Г., Бородина Н. С., Поречная Л. И. Управление рисками гражданской авиации в части авиатопливообеспечения 81

Обухов П. В. Формирование подходов по доказательству соответствия типовой конструкции самолётов транспортной категории требованиям пункта 25.611 Норм лётной годности 91

Кан А. В., Кулешов А. А., Шапкин В. С. Общая постановка задачи мониторинга технического состояния авиационной техники в системах управления безопасностью полётов 103

Интеллектуальные транспортные системы

Спрысков В. Б., Шувалова Е. В., Кузнецов С. В. Выбор аналитического выражения плотности вероятности ошибок определения координат системой наблюдения при оценке безопасности полётов в процедурах горизонтального эшелонирования 113

Шувалова Е. В., Спрысков В. Б., Кузнецов С. В. Формула полного риска катастроф при эшелонировании воздушных судов в горизонтальной плоскости на основе информации системы наблюдения обслуживания воздушного движения 120

Олексин С. Л. Разработка концепции экспериментально-аналитического метода определения сечений нагрузки диспетчеров районных диспетчерских центров 128

Лукоянов В. А. Влияние условий распространения радиоволн на точность локальной контрольно-корректирующей станции 137

Петрухин С. А., Черников П. Е., Брусникин В. Ю. Метод снижения размерности входного вектора нейронной сети в задачах анализа текстов Центральной нормативно-методической библиотеки гражданской авиации 143

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

№ 44 **2023**

CONTENTS

Navigation and operation of aircraft

Makarov M. V. On the issues of approval and application de/anti-icing fluids in domestic airports for modern conditions 9

Potapenko Yu. A., Losev A. I. Research results of a helicopter`s skid landing gear fracture cause during bench tests 20

Maslennikova G. E., Dmitrieva S. V., Tazhetdinov R. R. Connection of change in lift rate and cruise speed of An-24 aicraft with operation of fuel metering machine 31

Selivanov A. Yu., Semyonov N. M. Research and best practices in operating aircraft equipment for An-24 aircraft of all modifications for 2017–2022 39

Knyazev A. S., Kartashov A. V., Kartashova A. A. Prospects for the use of multifunctional indicator simulators for L-410UVP-E20 aircraft in the training of cadets-pilots 50

Gorbunov V. P., Struchkova A. M. Investigation of the impact of the take-off and landing characteristics of the RRJ-95B/LR aircraft on the prospects for expanding its operation in the Far Eastern region 60

Antonets I. V., Borsoeva V. V., Borsoev V. A., Borisov R. A., Nigmatullina L. A. Ways to automate the process of setting the reference pressure level in onboard barometric altimeters 71

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

Maltsev O. G., Borodina N. S., Porechnaya L. I. Civil aviation risk management in regard to aircraft fuel supply 81

Obukhov P. V. Formation of approaches to prove the compliance of the standard design of transport category aircraft with the requirements of paragraph 25.611 of the airworthiness standards..... 91

Kan A. V., Kuleshov A. A., Shapkin V. S. General statement of the task of technical condition aviation equipment monitoring in flight safety management systems 103

Intelligent transport systems

Spryskov V. B., Shuvalova E. V., Kuznetsov S. V. Selection of an analytical expression for the probability density of errors in determining coordinates by a surveillance system when assessing flight safety in horizontal separation procedures 113

Shuvalova E. V., Spryskov V. B., Kuznetsov S. V. Formula of total risk of accidents when separation aircraft in the horizontal plane based on air traffic service surveillance system 120

Oleksin S. L. Development of the concept of an experimental and analytical method for determining the load cross-sections of dispatchers of district dispatch centers 128

Lukoyanov V. A. Impact of radio wave propagation conditions on local control and correcting station accuracy 137

Petrukhin S. A., Chernikov P. E., Brusnikin V. Yu. Method of reducing the dimension of the input vector of network neurons in the tasks of analyzing texts of the Central Regulatory and Methodological Library of Civil Aviation 143

Научная статья
УДК [665.767:551.574.7]:656.71

К ВОПРОСАМ ОДОБРЕНИЯ И ПРИМЕНЕНИЯ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНЫХ ЖИДКОСТЕЙ В ОТЕЧЕСТВЕННЫХ АЭРОПОРТАХ В СОВРЕМЕННЫХ УСЛОВИЯХ

М. В. МАКАРОВ

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. Рассмотрены вопросы одобрения и применения противообледенительных жидкостей (ПОЖ) в отечественных аэропортах в условиях санкционных ограничений в целях обеспечения безопасности и регулярности полётов при наземном обледенении. Исследовательские организации Северной Америки, обеспечивающие тестирование и квалификацию ПОЖ, а также формирование данных для эксплуатационных таблиц времён защитного действия и соответствующие при этом рекомендациям Международной организации гражданской авиации (ИКАО), прекратили взаимодействие с российскими разработчиками и производителями жидкостей. Вследствие этого российские ПОЖ перестали включаться в перечни одобренных жидкостей в материалах Авиационной администрации США (FAA) и Министерства транспорта (Минтранса) Канады, также уполномоченных ИКАО на оформление и публикацию для авиационного сообщества ежегодно обновляемых к очередному осенне-зимнему сезону специальных документов. В статье на основе материалов выполненных в ГосНИИ ГА работ предложены шаги, которые могут обеспечить одобрение и квалифицированное применение ПОЖ, в том числе российского производства, ресурсами отечественных организаций.

Ключевые слова: гражданская авиация, самолёт, наземное обледенение, противообледенительные жидкости, время защитного действия, аэродинамическая пригодность, вязкость, реологические свойства, неньютоновские жидкости, вискозиметр Брукфильда, эксплуатация авиационной техники

Для цитирования: Макаров М. В. К вопросам одобрения и применения противообледенительных жидкостей в отечественных аэропортах в современных условиях // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 44. С. 9–19.

ON THE ISSUES OF APPROVAL AND APPLICATION DE/ANTI-ICING FLUIDS IN DOMESTIC AIRPORTS FOR MODERN CONDITIONS

M. V. MAKAROV

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

Abstract. The issues of approval and use of de/anti-icing fluids at domestic airports under the conditions of sanction restrictions are considered in order to ensure the safety and regularity of flights during ground icing. North American research organizations that provide testing and qualification of fluids, as well as the generation of data for operational tables of protective action times, and comply with the recommendations of the International Civil Aviation Organization (ICAO), have stopped interacting with Russian developers and manufacturers of fluids. As a result, Russian fluids are no longer included in the lists of approved fluids in the materials of the US Aviation Administration (FAA) and the Ministry of Transport of Canada, also authorized by ICAO to prepare

© М. В. МАКАРОВ, 2023

and publish for the aviation community special documents annually updated for the next autumn-winter season. The article, based on the materials of work performed at The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, proposes steps that can ensure the approval and qualified use of de/anti icing fluids, including those produced in Russia, by the resources of domestic organizations.

Keywords: civil aviation, aircraft, ground icing, anti-icing fluids, protective action time, aerodynamic suitability, viscosity, rheological properties, non-Newtonian fluids, Brookfield viscometer, operation of aircraft

For citation: Makarov M. V. On the issues of approval and application de/anti-icing fluids in domestic airports for modern conditions, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 44, pp. 9–19. (In Russ.)

Введение

Квалифицированное применение ПОЖ при эксплуатации авиационной техники является безальтернативным методом обеспечения безопасного взлёта при наземном обледенении. Применяемые ПОЖ должны быть, согласно рекомендациям ИКАО [1], одобрены в установленном порядке, что должно подтверждаться при периодических испытаниях главных свойств (критических характеристик), к которым относятся время защитного действия для различных осадков и способность полностью уйти с несущих поверхностей под воздействием набегающего потока воздуха до завершения разбега самолёта (аэродинамическая пригодность ПОЖ).

В соответствии с [1], исчерпывающие материалы к очередному осенне-зимнему сезону по применению ПОЖ оформляются в Федеральном авиационном агентстве (FAA) США и в Минтрансе Канады на основе исследований, проводимых в организациях Северной Америки согласно стандартам и рекомендациям группы G12 (группа защиты ВС от наземного обледенения) аэрокосмического отделения общества инженеров самодвижущегося транспорта (SAE Aerospace). Такие исследования включают первоначальные квалификационные испытания ПОЖ (в том числе однократно выполняемые исследования физико-химических показателей и влияния жидкостей и их растворов на авиаматериалы), начальные и периодические лабораторные испытания аэродинамических и антиобледенительных характеристик ПОЖ и их растворов. Осуществляется определение и актуализация значений защитного времени для натурных атмосферных осадков при различных температурах и материалах несущих поверхностей, а также методы контроля качества ПОЖ. Кроме того, исследуются способы обработки самолётов, как правило, двумя типами ПОЖ для выбранных диапазонов температур.

В дальнейшем, материалы FAA и Минтранса Канады после их опубликования (как правило, в августе каждого календарного года) становятся доступными для использования эксплуатантами всех стран. Эти ежегодные материалы включают и результаты исследований рабочих подгрупп группы G12 по жидкостям, временам защитного действия и покрытиям несущих поверхностей, по применяемому оборудованию, технологиям и методам обработки, по программам обучения персонала и контролю качества при проведении противообледенительных процедур.

Таким образом, ежегодные публикации FAA и Минтранса Канады перед очередным осенне-зимним сезоном согласно [1] включают результаты системных исследований, а их выпуск от имени конкретных авиационных властей обеспечивает достоверность материалов и уверенность в том, что правильное применение рекомендаций этих документов гарантирует безопасность и регулярность полётов при наземном обледенении. Соблюдение требований [1] эксплуатантами и операторами аэропортов по порядку и средствам процедур противообледенительных обработок отслеживается системой аудита под эгидой международной ассоциации авиаперевозчиков (ИАТА).

До весны 2022 года российские разработчики и производители ПОЖ имели возможность направлять образцы своих продуктов в исследовательские организации Северной Америки

и добивались одобрения ПОЖ российского производства в лаборатории AMIL (лабораторные тестирования главных свойств ПОЖ, в т. ч. при периодических проверках), лаборатории SMI (исследования отдельных физико-химических показателей и влияния жидкостей и их растворов на авиационные материалы, проводимые один раз для каждой марки жидкости при первоначальной квалификации ПОЖ) и Центре APS (формирование значений времени защитного действия для разных видов осадков и температур, различных материалов несущих поверхностей). После такого одобрения отечественные ПОЖ включались в материалы FAA и Минтранса Канады, и, таким образом, допускалось их применение авиаперевозчиками всех стран. При этом, по информации российских производителей ПОЖ [2], выполнение этих работ зачастую сопровождалось фактами дискриминационных трудностей при признании положительными результатов испытаний новых отечественных ПОЖ в североамериканских лабораториях, фактическим занижением их эксплуатационных показателей. Становилась очевидной важность создания отечественной лабораторно-испытательной базы и получения ею международного признания.

Весной 2022 года AMIL, SMI и APS прекратили всякое взаимодействие с российскими юридическими и физическими лицами, включая вопросы квалификации ПОЖ отечественного производства, проведения периодических проверок и, соответственно, включения российских ПОЖ в Перечни одобренных ПОЖ, публикуемых FAA и Минтрансом Канады. Прекратились и поставки зарубежных ПОЖ или их компонентов в Россию. Комитет G12 SAE Aerospace также прервал переписку с российскими участниками и волонтёрами как в части обсуждения и отработки новых редакций всех категорий документов (стандарты, спецификации, рекомендательная практика, ресурсные исследования), так и в части приобретения новых версий документов SAE Aerospace.

Исследования ПОЖ в отечественной практике за период 2004–2019 гг.

В настоящее время складывается ситуация, когда отечественные аэропорты не будут располагать одобренными в соответствии с действующими рекомендациями ИКАО и включенными в публикации FAA и Минтранса Канады ПОЖ, необходимыми для обеспечения безопасности и регулярности полётов самолётов гражданской авиации (ГА) в осенне-зимний период. В этих условиях в очередной раз возник вопрос об отечественном порядке квалификации и одобрения ПОЖ, который обсуждался и ранее среди заинтересованных лиц.

Так, в декабре 2019 года по инициативе Сколковского института науки и технологий проведено совещание по вопросам сертификации авиационных ПОЖ [2]. Интерес участников совещания, среди которых были разработчики отечественных ПОЖ (ЗАО РХЗ «Нордикс»), представители ФГБУ СЛО «Россия», ПАО «Аэрофлот», ГосНИИ ГА, и его организаторов к развитию российской лабораторно-испытательной базы сформировался с учётом опыта взаимодействия с североамериканскими лабораториями, достижений в деятельности лаборатории «Защита самолётов от наземного обледенения» в ГосНИИ ГА за период 2004–2019 гг., а также в связи с тем, что в 2017 г. материалы FAA и Минтранса Канады вышли со значительными ограничениями по времени защитного действия для российских климатических условий – для сравнительно низких температур (ниже –14 °С) и снегопада средней и меньшей интенсивности.

Следует отметить, что такие условия для Европы и Северной Америки очень редки. Для Аляски подобные ограничения далеко не критичны из-за невысокой частоты полётов из местных аэропортов, когда время позволяет осуществить противообледенительную обработку самолёта непосредственно у исполнительного старта. При этом в подкомитете G12 по данной специализации объяснения факту одномоментного уменьшения времени защитного действия, практически применявшегося долгие годы для известных жидкостей, получить не удалось.

Лаборатория «Защита самолётов от наземного обледенения» в то время имела аккредитацию Росавиации на проведение испытаний времени защитного действия в нормированных условиях

замерзающего дождя и высокой влажности (испытания на эффективность) и показателей гелеобразования путём холодного высушивания; на проведение измерений вязкостей всех типов противообледенительных жидкостей во всём диапазоне температур их применения и ряда других измерений (показателей кислотности и рефракции ПОЖ, интенсивности замерзающего дождя и температуры тестового стола под таким дождём для её контроля и регулирования, давления воздуха и расхода воды для устройства моделирования дождя, температуры воздуха в камере, показателя шероховатости тестовых пластин). В период 2006–2015 гг. лаборатория имела также аттестат аккредитации Росстандарта. Лабораторная установка для испытаний ПОЖ на эффективность в двух нормируемых условиях обледенения прошла первичную аттестацию, проведённую в период с 18.06.2014 по 15.11.2004 специалистами метрологической службы ФГУП ГосНИИ ГА с положительными результатами. На основании материалов первичной аттестации Ространснадзором (Управление надзора за поддержанием лётной годности гражданских воздушных судов) 23.11.2004 был утверждён Акт приёмочных испытаний лабораторной установки.

Перед проведением аттестации совместно с Центральной испытательной лабораторией Государственного центра «Безопасность полётов на воздушном транспорте» (в настоящее время – Авиарегистр) была выполнена исследовательская работа по измерению диаметров капель водной аэрозоли с оценкой распределения по размерам и водности, а также измерения шероховатости поверхности *Ra* (среднего арифметического отклонения профиля) тестовых пластин из алюминиевого сплава [3]. Полученные результаты отвечали требованиям международных стандартов SAE AMS 1424, 1428 и AS5901 SAE, а именно:

- средний размер капель по объёму составляет 20,83 мкм;
- доля капель с диаметром от 15 до 35 мкм составляет 40,64 %;
- шероховатость поверхности *Ra* тестовых пластин – не более 0,5 мкм.

Результаты данной работы были доложены по теме А3 «Качество и безопасность» 8 сентября 2004 г. на 48-м Конгрессе Европейской организации по качеству в Москве.

Сравнение рассмотренных характеристик с данными лаборатории AMIL показало практическую равнозначность полученных значений и должно было привести к близким значениям результатов испытаний ПОЖ на время защитного действия, что в дальнейшем и было подтверждено. На встрече специалистов лабораторий ГосНИИ ГА и AMIL в мае 2006 года в Лиссабоне, где проходили заседания подгрупп G12, обсуждались практические аспекты и приёмы проведения тестов по квалификации ПОЖ. Была зафиксирована идентичность методов и приёмов проведения тестов, равнозначность в оценках промежуточных и предварительных результатов, отмечены значимые особенности измерения вязкостей неньютоновских ПОЖ. Отмечалась важность квалифицированных измерений вязкости ПОЖ II – IV типов и их водных растворов при различных температурах для предварительных оценок аэродинамической пригодности жидкостей. Такие оценки важны при одобрении, поскольку в случае некондиционной ПОЖ позволяют избежать дорогостоящих аэродинамических испытаний. Основные темы заседаний подгрупп G12 SAE отражены в Инженерно-авиационном вестнике Управления надзора за поддержанием лётной годности ВС № 12(107) в 2006 г.

Исследования нормированного времени защитного действия

Значения параметров испытательного оборудования лаборатории ГосНИИ ГА и лаборатории AMIL представлены в [4–6]. Данные по распределению размеров капель по количеству и объёму при моделировании нормированного замерзающего дождя (англ. – WSET) в лаборатории ГосНИИ ГА [3, 7] и в лаборатории AMIL [6, 8] демонстрируют достаточные условия для воспроизводимости результатов испытаний. Тесты в условиях замерзающего дождя наиболее информативны для оценок антиобледенительных характеристик (эффективности) ПОЖ.

Так, в результате испытаний применимого водного раствора ПОЖ I типа «Джарклир» 50:50 в лаборатории AMIL было получено время защитного действия 5 мин 26 с [6], а в лаборатории

ГосНИИ ГА – 4 мин 50 с (норма – не менее 3 мин) [7]. С учётом превышения поверхностного натяжения данного раствора (41 дин/см) своего нормируемого значения (не более 35 дин/см) [6, 7] и некачественного образования из-за этого сплошной плёнки на поверхности тестовых пластин, такой результат следует признать удовлетворительным, в том числе по воспроизводимости, для квалификации жидкости. Для неньютоновских жидкостей IV типа в качестве примера воспроизводимости результатов длительных тестов в двух лабораториях можно отметить значения времён защитного действия ПОЖ «SAFEWING MP IV LAUNCH» IV типа производства «Clariant Produkte (Deutchland) GmbH» различных партий. В лаборатории AMIL получены значения времён 99 мин для неразбавленной ПОЖ и 22 мин для водного раствора 50:50 [8]. В лаборатории ГосНИИ ГА соответствуюшие значения составили 90 мин и 19,5 мин (норма – не менее 80 мин для неразбавленной жидкости и не менее 5 мин для раствора 50:50 [9]). Для различных партий ПОЖ такой результат следует считать удовлетворительным, поскольку получен не менее чем в двух прогонах тестов на трёх пластинах в каждом прогоне.

Дальнейшие работы, выполненные в лаборатории ГосНИИ ГА по испытаниям десятков образцов ПОЖ I, II и IV типов на эффективность, рассмотрение и исследования процессов для получения времён защитного действия для натурных условий (Holdover Time) [5–10], а также анализ данных лабораторий при подготовке ежегодных материалов к очередным осенне-зимним сезонам в 2011–2019 гг. [11, 12], позволили прийти к выводу, что при соответствии образца ПОЖ требованиям стандартов SAE AMS 1424, 1428 по эффективности для нормированных условий, этот образец будет соответствовать таблицам Holdover Time в категории «общих» (Generic) таблиц времени защитного действия из материалов FAA и Минтранса Канады. Подтверждением этому служит то, что все одобренные в ГосНИИ ГА за период 2005–2019 гг. в части времени защитного действия жидкости включались в материалы FAA и Минтранса Канады после параллельных исследований в лаборатории AMIL. К сожалению, разработать и оформить надлежащим образом соответствующую методику специалистам ГосНИИ ГА не удалось.

Вязкость ПОЖ и реологические исследования с оценками аэродинамической пригодности

В ГосНИИ ГА подробно исследовались характеристики вязкости ПОЖ, в соответствии с [13, 14], в том числе реологические свойства неньютоновских жидкостей, поскольку переменные значения вязкостей при различных температурах и напряжениях сдвига определяют как их эффективность, так и аэродинамическую пригодность. Бóльшая вязкость обеспечивает бóльшую исходную толщину слоя жидкости и, соответственно, большее время защитного действия, а реологические характеристики (уменьшение вязкости по мере роста напряжения сдвига) неньютоновских ПОЖ и их водных растворов гарантируют полное удаление жидкости с несущих и управляющих поверхностей самолёта набегающим потоком воздуха до момента отрыва. Иными словами, при возрастании скорости самолёта на разбеге возрастающий скоростной напор (рост напряжения сдвига для слоя ПОЖ на поверхности самолёта) как бы «разжижает» жидкость в этом слое, что способствует её полному удалению. Именно такие высокотехнологичные свойства ПОЖ II – IV типов демонстрируют значительное время защитного действия, необходимое для обеспечения регулярности и безопасности полётов в аэропортах с интенсивным движением.

На вискозиметре Брукфильда величину напряжения сдвига варьируют путём изменения скорости оборотов шпинделя. Стандартами [15, 16], применяемыми лабораториями по квалификации и разработчиками ПОЖ, рекомендованы три скорости оборотов: 0,5; 6,0 и 30,0 об/мин. Для скорости 0,5 об/мин напряжение сдвига минимально и вязкость при этом демонстрирует максимальное значение, при скорости 30,0 об/мин вязкость минимальна, а при 6,0 об/мин значение вязкости составляет промежуточное значение между двумя предыдущими.

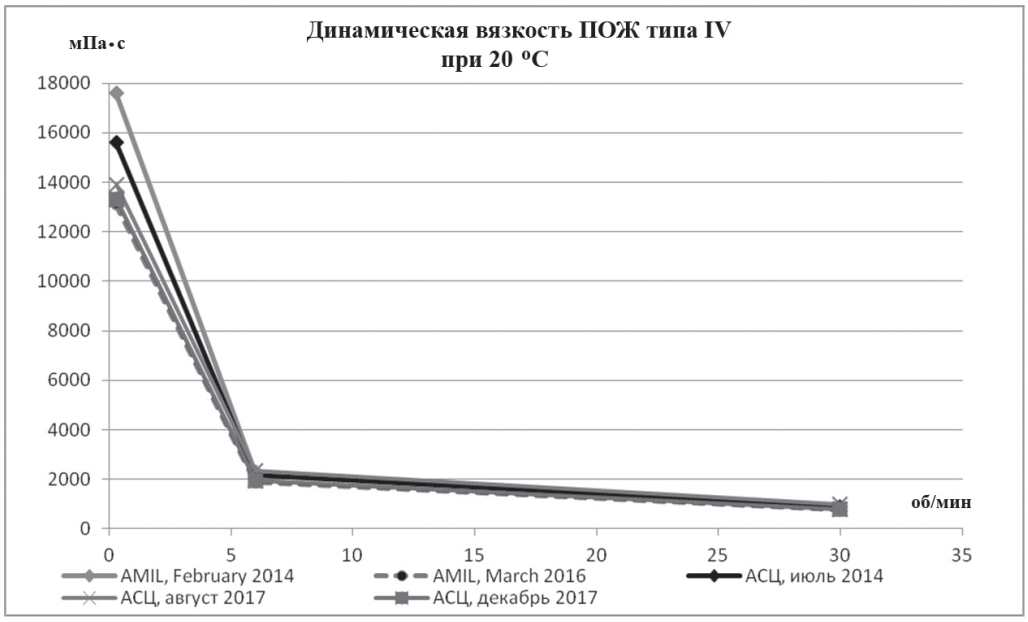


Рис. 1. Типичные зависимости динамической вязкости, мПа·с, ПОЖ типа IV от скорости вращения шпинделя вискозиметра при температуре 20 °С

На рис. 1 представлены характеристики вязкости пяти образцов одной марки жидкости IV типа при температуре 20 °С, исследовавшихся в лаборатории AMIL и в лаборатории Авиационного сертификационного центра (АСЦ) ГосНИИ ГА в 2014–2017 гг. Образцы соответствовали требованиям аэродинамической пригодности при 20 °С согласно результатам проведённых тестов по стандарту AS 5900 [17] в лаборатории AMIL. Как следует из рассмотрения и оценок представленных характеристик, при значении градиента падения вязкости не менее 2200 мПа·с/(об/мин) в диапазоне от начальной вязкости (около 13000 мПа·с при 0,5 об/мин), обеспечивающей нормируемое время защитного действия, и до величины вязкости при 6 об/мин, ПОЖ IV типа должна соответствовать требованиям аэродинамической пригодности при 20 °С.

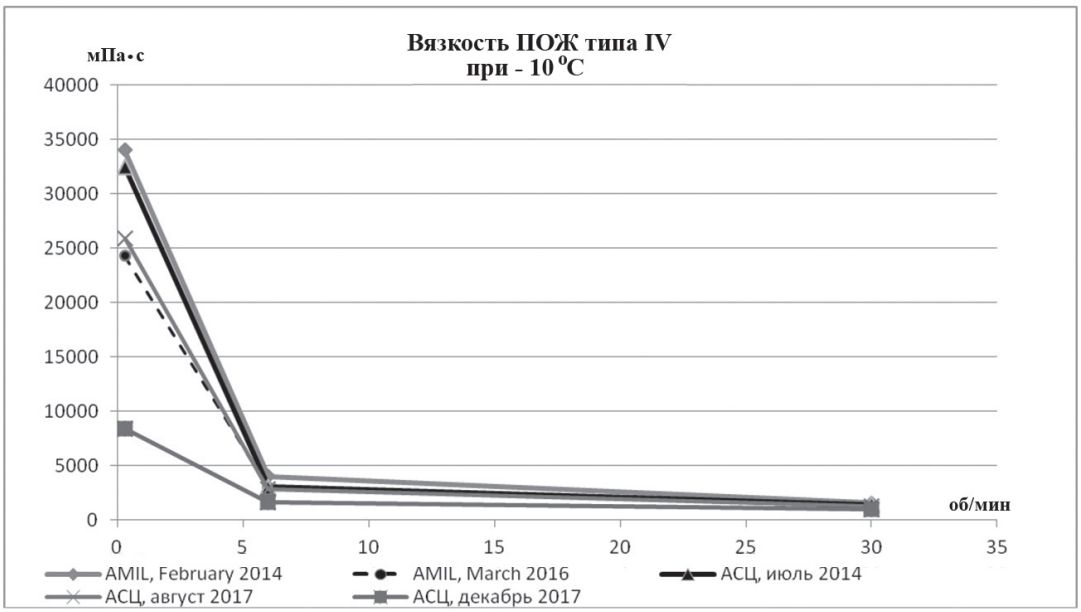


Рис. 2. Зависимости динамической вязкости, мПа·с, ПОЖ IV типа от скорости вращения шпинделя вискозиметра при температуре –10 °С

На рис. 2 представлены аналогичные зависимости вязкости тех же образцов от скорости вращения шпинделя при температуре –10 °С. Для четырёх образцов изначальные вязкости (при скорости 0,5 об/мин) возросли относительно значений при 20 °С в связи с уменьшением температуры. Также возросли для этих образцов и градиенты падения вязкости по мере роста напряжения сдвига (числа оборотов шпинделя вискозиметра), а результаты выполненных аэродинамических тестов для данных четырёх образцов засвидетельствовали соответствие их характеристик требованиям аэродинамической пригодности при –10 °С. Таким образом, для ПОЖ IV типа можно полагать, что если реологические характеристики в диапазоне температур от 20 °С до –10 °С при измерениях на вискозиметре Брукфильда соответствуют характеристикам, представленным на рис. 2 (кроме 5-го образца), то эта жидкость будет пригодной по аэродинамическим требованиям в данном диапазоне температур.

Пятый образец, характеристика которого на рис. 2 обозначена квадратными метками, продемонстрировал недостаточное возрастание вязкости при уменьшении температуры до –10 °С и, соответственно, недостаточное время защитного действия в нормируемых условиях замерзающего дождя. Соответственно и градиент падения вязкости при увеличении напряжения сдвига (увеличении скорости вращения шпинделя вискозиметра) оказался сравнительно мал. Иными словами, пятый образец ПОЖ, продемонстрировав при 20 °С приемлемые реологические характеристики, при –10 °С показал недостаточное время защитного действия и был забракован в лаборатории ГосНИИ ГА. При исследованиях совместимости ПОЖ, проводившихся по методике, разработанной институтом и введённой в действие письмом Росавиации от 12.05.2016 № 03.02.680, был выявлен факт демонстрации неньютоновскими жидкостями приемлемых показателей при 20 °С (температура проверки качества всех ПОЖ согласно международным требованиям) и неприемлемых характеристик тех же образцов при околонулевых и отрицательных температурах.

Для снижения уровня потенциальных рисков, связанных с применением таких некондиционных ПОЖ в условиях массовой эксплуатации, Росавиацией в адрес авиакомпаний и авиапредприятий было направлено письмо (от 04.09.2018 № Исх.-22409/03), с рядом рекомендаций. Факт вышеописанного поведения некоторых образцов ПОЖ рассматривался на пленарном заседании конференции группы G12 SAE Aerospace по докладу специалистов ГосНИИ ГА [18] с последующим уточнением стандарта по проверкам совместимости ПОЖ.

По результатам исследований в лаборатории ГосНИИ ГА десятков опытных образцов неньютоновских ПОЖ [5] с дальнейшим тестированием этих жидкостей на аэродинамической установке в лаборатории AMIL было подтверждено, что образцы, демонстрирующие реологические характеристики, подобные представленным на рис. 1 и рис. 2 (кроме 5-го образца на рис. 2) во всём диапазоне температур вплоть до –30 °С, проходили испытания на аэродинамической установке с положительным результатом.

Для жидкостей I типа величина вязкости не зависит от напряжения сдвига (ньютоновские ПОЖ) и определяется только температурой жидкости [15]. Большое количество выполненных исследований по опытным образцам ПОЖ I типа с последующим их тестированием в лаборатории AMIL позволило установить, что аэродинамическая пригодность подтверждается для жидкостей, у которых значения вязкости для каждой определённой температуры не превосходят аналогичных значений вязкости, характерных для областей значений полипропиленгликолевых жидкостей, успешно прошедших аэродинамическое тестирование.

О подготовке отечественного документа по защите самолётов от наземного обледенения

Проведённые циклы работ по лабораторным испытаниям времени защитного действия и исследованиям характеристик вязкости ПОЖ при определённых доработках и анализах могут позволить использовать результаты подобных исследований для самостоятельного

формирования отечественных рекомендаций для применения конкретных жидкостей в эксплуатации. Следует отметить, что первые отечественные ПОЖ применялись около тридцати лет назад без каких-либо исследований за рубежом.

Важнейшему вопросу контроля качества жидкостей на этапах от производства до их применения в аэропортах ранее уделялось должное внимание, что отражено в работах [11, 18], а также в письме Росавиации от 04.09.2018 № исх.-22409/03.

Контролю качества, в особенности вязкости, жидкостей уделяется специальное внимание в материалах FAA и Минтранса Канады, публикуемых к очередному осенне- зимнему сезону для эксплуатантов и операторов противообледенительных обработок. Для каждой одобренной неньютоновской ПОЖ (ПОЖ II – IV типов) приводятся подробные рекомендации по измерениям вязкости на вискозиметре Брукфильда: метод измерений – стандарт AS9968 [14], объём пробы и номер измерительного стакана, идентификатор измерительного шпинделя, время измерения при задаваемой температуре и необходимость предварительного перемешивания пробы на специальной центрифуге для удаления пузырьков воздуха. Подобные материалы, с меньшим объёмом данных по номенклатуре ПОЖ и их характеристикам, но с дополнительной информацией, готовились в ГосНИИ ГА и публиковались в виде ежегодно обновляемых рекомендаций [12] в течение ряда лет согласно ГОСТ Р 54264[1] и рекомендациям [19].

В настоящее время, учитывая недоступность исследований и одобрения российских ПОЖ в лабораториях, рекомендованных ИКАО, а также то, что Россия является страной с наиболее широким разнообразием климатических зон, стала абсолютно очевидной необходимость подготовки и оформления для эксплуатационных предприятий ГА ежегодно актуализируемого рекомендательного документа в сфере защиты ВС от наземного обледенения на основе материалов отечественных исследований и анализа результатов зарубежных работ. Ежегодные публикации такого документа должны осуществляться под эгидой уполномоченного органа в области ГА, так, чтобы обмен данными о факторах риска при наземном обледенении мог осуществляться «... в соответствии с международными стандартами ИКАО» (пункт 3 статьи 24.1 Воздушного кодекса Российской Федерации). Иначе говоря, документ должен быть признаваем зарубежными авиакомпаниями, самолёты которых проходят перронное обслуживание, в том числе противообледенительную защиту, в отечественных аэропортах с периодическим взаимным аудитом экспертами авиакомпаний соответствующих процессов и применяемых ПОЖ.

Заключение

Проведение исследований ПОЖ на нормируемое время защитного действия в лабораторных условиях и исследования вязкости, в том числе реологических свойств неньютоновских ПОЖ, совместно с измерениями других показателей жидкостей, а также анализ актуализируемых и открыто публикуемых зарубежных материалов могут составить основу для разработки и оформления, в условиях санкционных ограничений, отечественного ежегодно обновляемого документа.

Признание этого документа зарубежными авиаперевозчиками является важным фактором для обеспечения безопасности и регулярности полётов в условиях наземного обледенения в отечественных аэропортах. Кроме того, необходимы практические шаги по реализации мероприятий по развитию лабораторно-испытательной базы для расширения исследований ПОЖ, обсуждавшихся на совещании по вопросам сертификации таких жидкостей 13.12.2019 [2].

Конфликт интересов. Автор заявляет об отсутствии конфликта интересов.

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

[1] ГОСТ Р 54264-2010. Воздушный транспорт. Система технического обслуживания и ремонта авиационной техники. Методы и процедуры противообледенительной обработки самолётов. Общие требования.

Список источников

1. Doc 9640 ИКАО. Руководство по противообледенительной защите воздушных судов на земле. Издание третье, ИКАО, 2018. 78 с.

2. Протокол совещания по вопросам сертификации авиационных противообледенительных жидкостей от 13.12.2019 г. Автономная некоммерческая образовательная организация высшего образования «Сколковский институт науки и технологий». Участники: ПАО «Аэрофлот», ФГБУ СЛО «Россия», ЗАО РХЗ «Нордикс», АСЦ ФГУП ГосНИИГА, Сколковский институт науки и технологий. 2 с.

3. Отчёт № 45-106/2004 по результатам измерения размеров водных капель в слое масла на стеклянной подложке и измерения среднеарифметического радиуса Ra шероховатости пластин из алюминиевого сплава. Утверждён 26.07.2004 Директором ГосЦентра «Безопасность полётов на воздушном транспорте» Государственной службы ГА Минтранса Российской Федерации. 18 с.

4. Макаров М. В. Решение проблем обеспечения регулярности и безопасности полётов в условиях наземного обледенения // Авиаглобус, 2007. № 12(104). С. 32–34.

5. Бондаренко О. М., Макаров М. В., Страдомский О. Ю., Филатов А. Ю. Исследования опытных образцов новых отечественных противообледенительных жидкостей // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2018. № 21. С. 51–60.

6. Arlene Beisswenger, Marc Mario Tremblay. Qualification Test Report WH-05-06. Climatic Chamber Evaluation of the aircraft deicing fluid. Jarkleer SAE Type, lot #001. AMIL, Januare 2005, 21 p.

7. Испытания противообледенительной жидкости (ПОЖ) «Джарклир» тип I по оценке времени защитного действия в климатической камере АСЦ ГосНИИ ГА. Отчёт, утверждён заместителем генерального директора – директором АСЦ ФГУП ГосНИИ ГА 12.10.2005. 21 с.

8. Arlene Beisswenger, Marc Mario Tremblay. Qualification Test Report WH-10-25. Climatic chamber evaluation of the aircraft deicing fluid. Safewing MP IV Launch, lot # TV 495. AMIL, June 2010, 62 p.

9. Заключение по результатам проверки образца противообледенительной жидкости (ПОЖ) «Safewing MP IV Launch» тип IV производства «Clariant Produkte (Deutchland) GmbH» на эффективность и аэродинамическую пригодность. Утверждено заместителем генерального директора – директором АСЦ ФГУП ГосНИИ ГА 09.07.2010. 3 с.

10. Макаров М. В., Бондаренко О. М. Натурные исследования времени защитного действия противообледенительных жидкостей как один из этапов процесса их квалификации // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2011. № 1. С. 63–66.

11. Бондаренко О. М., Макаров М. В., Страдомский О. Ю., Филатов А. Ю. Контроль качества противообледенительных жидкостей на этапах от производства и до их применения в аэропортах // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2018. № 23. С. 31–40.

12. Рекомендации по защите самолётов от наземного обледенения в аэропортах России в осенне-зимнем сезоне 2019-2020 годов. Утверждены начальником Управления поддержания лётной годности воздушных судов Росавиации 14.10.2019, Исх-38122/03 от 29.10.2019. 37 с.

13. ASTM D2196. Rheological Properties of Non-Newtonian Materials by Rotational (Brookfield Type) Viscometer, 5 p.

14. AS9968. Laboratory Viscosity Measurement of Thickened Aircraft Deicing/Anti-icing Fluids with the Brookfield LV Viscometer, 5 p.

15. SAE AMS 1424P. Fluid, Aircraft Deicing/Anti-Icing. SAE Type I, 16 p.

16. SAE AMS 1428H. Fluid. Aircraft Deicing/Anti-Icing. Non-Newtonian (Pseudoplastic). SAE Types II, III, and IV, 25 p.

17. AS 5900. Standard Test Method for Aerodynamic Acceptance for SAE AMS 1424 and SAE AMS 1428 Aircraft Deicing/Anti-Icing Fluids, 28 p.

18. Makarov M., Bondarenko O. Research on Aircraft Fluid Compatibility in Russia, SAE G-12 Meeting, May 2019, Dubrovnik, Croatia, 13 p.

19. Бондаренко О. М., Макаров М. В., Страдомский О. Ю. Задачи по созданию системы обновляемых директивных и рекомендательных материалов в сфере защиты ВС от наземного обледенения // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2014. № 4. С. 121–126.

References

1. Doc 9640 ICAO. Manual of Aircraft Ground De-icing/Anti-icing Operations. Third Edition (advance unedited), 2018, 76 p.

2. Protokol soveshchaniya po voprosam sertifikatsii aviatsionnykh protivoobledenitel`nykh zhidkostej ot 13.12.2019. Avtonomnaya nekommercheskaya obrazovatel`naya organizatsiya vysshego obrazovaniya "Skolkovskij institut nauki i tekhnologij". Uchastniki: PAO "Aehroflot", FGBU SLO "Rossiya", ZAO RKHZ "Nordiks", ASTS FGUP GosNII GA, Skolkovskij institut nauki i tekhnologij, 2 p. (In Russ.)

3. Orchyot No. 45-106/2004 po rezul`tatam izmereniya razmerov vodnykh kapel` v sloe masla na steklyannoj podlozhke i izmereniya srednearifmeticheskogo radiusa Ra sherokhovatosti plastin iz alyuminievogo splava. Utverzhden 26.07.2004 Direktorom GosTsentra bezopasnosti polyotov Gosudarstvennoj sluzhby GA Mintransa Rossii, 18 p. (In Russ.)

4. Makarov M. V. Reshenie problem obespecheniya regulyarnosti i bezopasnosti polyotov v usloviyakh nazemnogo obledeneniya. *Aviaglobus*, 2007, no. 12(104), pp. 32–34. (In Russ.)

5. Bondarenko O. M., Makarov M. V., Stradomskiy O.Yu., Filatov A. Yu. Investigations of experimental samples of new domestic deicing/anti-icing fluids, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2018, no. 21, pp. 51–60. (In Russ.)

6. Arlene Beisswenger, Marc Mario Tremblay. Qualification Test Report WH-05-06. Climatic chamber evaluation of the aircraft deicing fluid. Jarkleer SAE Type, lot #001, AMIL, Januare 2005, 21 p.

7. Ispytaniya protivoobledenitel`noj zhidkosti (POZH) "Dzharklir" tip I po otsenke vremeni zashchitnogo dejstviya v klimaticheskoj kamere ASTS GosNII GA: Otchyot utverzhden zamestitelem general`nogo direktora – direktorom ASTS FGUP GosNII GA 12.10.2005, 21 p. (In Russ.)

8. Arlene Beisswenger, Marc Mario Tremblay. Qualification Test Report WH-10-25. Climatic chamber evaluation of the aircraft deicing fluid. Safewing MP IV Launch, lot # TV 495, AMIL, June 2010, 62 p.

9. Zaklyuchenie po rezul`tatam proverki obraztsa protivoobledenitel`noj zhidkosti (POZH) "Safewing MP IV Launch" tip IV proizvodstva "Clariant Produkte (Deutchland) GmbH" na ehffektivnost` i aehrodinamicheskuyu prigodnost`. Utverzhdeno zamestitelem general`nogo direktora – direktorom ASTS FGUP GosNII GA 09.07.2010, 3 p. (In Russ.)

10. Makarov M. V., Bondarenko O. M. Outdoor endurance time tests for deicing/anti-icing fluids are one of the steps of certification them. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2011, no. 1, pp. 63–66. (In Russ.)

11. Bondarenko O. M., Makarov M. V., Stradomskiy O.Yu., Filatov A.Yu. Quality control of deicing/anti-icing fluids at the stages from production to their application at airports. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2018, no. 23, pp. 31–40. (In Russ.)

12. Rekomendatsii po zashchite samolyotov ot nazemnogo obledeneniya v aehroportakh Rossii v osenne-zimnem sezone 2019-2020 godov. Utverzhdeny nachal`nikom Upravleniya podderzhaniya lyotnoj godnosti vozdushnykh sudov Rosaviatsii 14.10.2019, Iskh.-38122/03 ot 29.10.2019, 37 p. (In Russ.)

13. ASTM D2196. Rheological Properties of Non-Newtonian Materials by Rotational (Brookfield Type) Viscometer, 5 p.

14. AS9968. Laboratory Viscosity Measurement of Thickened Aircraft Deicing/Anti-icing Fluids with the Brookfield LV Viscometer, 5 p.

15. SAE AMS 1424P. Fluid, Aircraft Deicing/Anti-Icing. SAE Type I, 16 p.

16. SAE AMS 1428H. Fluid. Aircraft Deicing/Anti-Icing. Non-Newtonian (Pseudoplastic). SAE Types II, III, and IV, 25 p.

17. AS 5900. Standard Test Method for Aerodynamic Acceptance for SAE AMS 1424 and SAE AMS 1428 Aircraft Deicing/Anti-Icing Fluids, 28 p.

18. Makarov M., Bondarenko O., Research on Aircraft Fluid Compatibility in Russia, SAE G-12 Meeting, May 2019, Dubrovnik, Croatia, 13 p.

19. Bondarenko O. M., Makarov M. V., Stradomskiy O. Yu. Problems of creating and developing the system of renewable directive and advisory materials in aircraft ground icing protection area, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2014, no. 4, pp. 121–126. (In Russ.)

Информация об авторе

Макаров Михаил Викторович, кандидат технических наук, заместитель директора Авиационного сертификационного центра, начальник отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, acc115@gosniiga.ru

Author information

Makarov Mikhail V., Candidate of Sciences (Engineering), Deputy Director of the Aviation Certification Center, Head of the Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, acc115@gosniiga.ru

Статья поступила в редакцию 20.07.2023; одобрена после рецензирования 25.09.2023; принята к публикации 03.10.2023.
The article was submitted 20.07.2023; approved after reviewing 25.09.2023; accepted for publication 03.10.2023.

Научная статья
УДК 629.735.45:629.735.015.4.027

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРИЧИН РАЗРУШЕНИЯ ПОЛОЗКОВОГО ШАССИ ВЕРТОЛЁТА ПРИ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЯХ

Ю. А. ПОТАПЕНКО, А. И. ЛОСЕВ

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. В процессе проведения стендовых испытаний на усталостную прочность полозкового шасси многоцелевого вертолёта транспортной категории было выявлено разрушение (трещина 420 мм) задней рессоры шасси. Образование трещины произошло при наработке значительно меньшей требуемой для подтверждения устанавливаемого ресурса 6000 посадок. В статье приводятся результаты исследования причин возникновения трещины в рессоре шасси при стендовых испытаниях. На основе фрактографического анализа, выполненного как на макроуровне с использованием оптического микроскопа, так и на мезоуровне с использованием электронного сканирующего микроскопа, установлен многоочаговый малоцикловый усталостный характер данного разрушения. Показано, что первоначальное зарождение разрушения инициировано множественными дефектами на внутренней поверхности трубы, из которой изготовлена рессора шасси. Дефекты представляют собой раскатанные в осевом направлении несплошности с окалиной, по границам которых поверхностные слои материала имеют пониженную прочность из-за обезуглероживания, окисления и наличия скоплений пор. Разрушению также могло способствовать изменение исходного напряжённого состояния материала рессоры в изогнутой зоне, возникающее в процессе пластической деформации материала при формировании геометрии рессоры в процессе производства.

Ключевые слова: усталостная трещина, усталостные бороздки, несплошность, длительность разрушения, эксплуатация авиационной техники

Для цитирования: Потапенко Ю. А., Лосев А. И. Результаты исследования причин разрушения полозкового шасси вертолёта при стендовых испытаниях // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 44. С. 20–30.

RESEARCH RESULTS OF A HELICOPTER`S SKID LANDING GEAR FRACTURE CAUSE DURING BENCH TESTS

YU. A. POTAPENKO, A. I. LOSEV

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

Abstract. During fatigue strength bench tests of the multipurpose transport category helicopter`s skid landing gear, the aft crosstube fracture was detected (crack 420 mm). The crack formation occurred at significantly less operating time required to confirm the installed resource of 6000 plantings. The paper presents the investigation results of the crack cause in the landing gear crosstube during the bench tests. The fractographic analysis performed on the macro level, using an optical microscope, as well as on the meso level, using a scanning electron microscope, has established that the failure under investigation had multiple

© Ю. А. ПОТАПЕНКО, А. И. ЛОСЕВ, 2023

site low cycle fatigue pattern. It has shown that the initial failure was triggered by multiple defects on the inside surface of the landing gear crosstube. Defects appear to be axially expanded discontinuities with scale on the boundary of which the material surface layers have reduced strength due to its decarburization, oxidation and presence of pore clusters. Failure may also have been caused by change of the initial material stress condition of the crosstube at the curved part in the process of material plastic deformation due to forming the crosstube shape.

Keywords: fatigue crack, fatigue striations, discontinuity, duration of failure, operation of aircraft

For citation: Potapenko Yu. A., Losev A. I. Research results of a helicopter`s skid landing gear fracture cause during bench tests, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 44, pp. 20–30. (In Russ.)

Введение

В рамках сертификационных работ по увеличению назначенного ресурса полозкового шасси многоцелевого вертолёта транспортной категории при эксплуатации авиационной техники до 6000 посадок проводились стендовые испытания на усталостную прочность шасси. Испытания проводились по специальной программе, в соответствии с которой нагружение полозкового шасси выполнялось блоками, каждый из которых состоял из двух этапов последовательного нагружения вертикальными (33680 циклов) и горизонтальными (26245 циклов) нагрузками. Схема приложения вертикальных и горизонтальных нагрузок, схема препарирования тензодатчиками задней рессоры и схема типового блока нагружения шасси приведены на рис. 1, а–в. Нагружение выполнялось так, чтобы в сечениях 3 и 4 (рис 1, б) задней рессоры вертикальные нагрузки $P_y^з$ вызывали напряжения изгиба $\sigma^{з.р.}_{\max\ верт.} = 42$ кгс/мм^2 в вертикальной плоскости, а горизонтальные нагрузки $\sigma^{з.р.}_{\max\ гор.} = 9$ кгс/мм^2 – $P_x^з$ в горизонтальной плоскости.

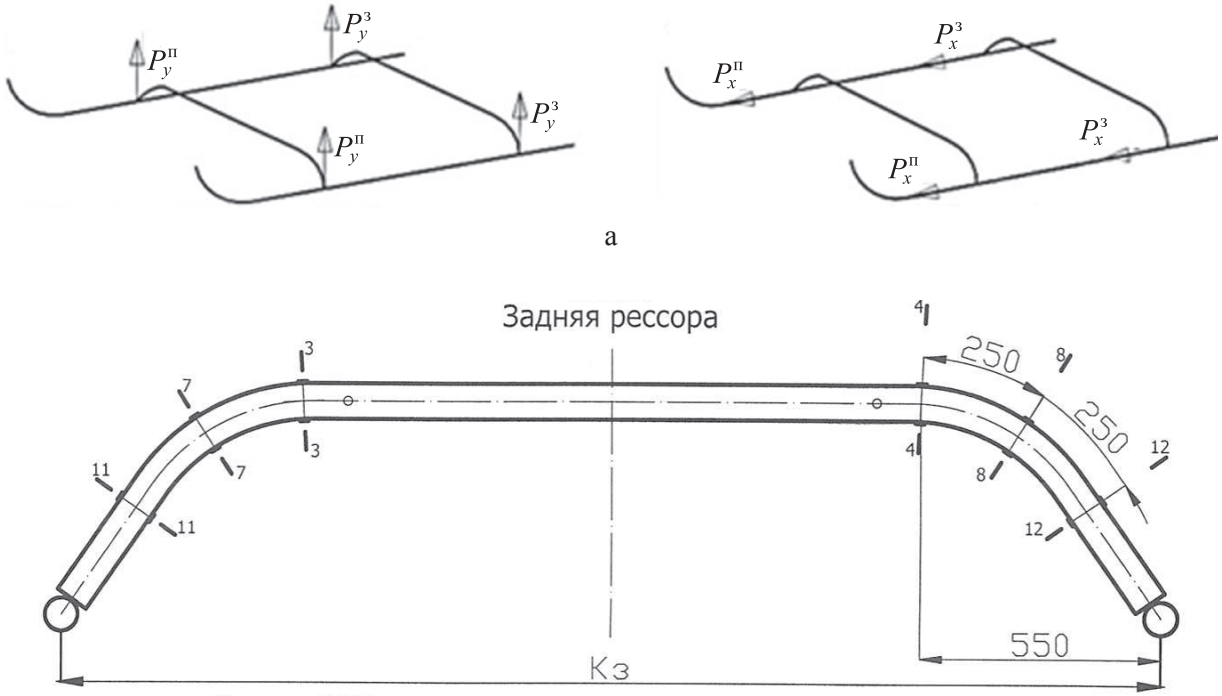


Рис. 1. Схемы нагружения полозкового шасси (а) и установки тензодатчиков на задней рессоре (б); $P_y^п$, $P_y^з$, $P_x^п$, $P_x^з$ – нагрузки на передней или задней рессоре в вертикальной или горизонтальной плоскости соответственно; Кз – колея задней рессоры

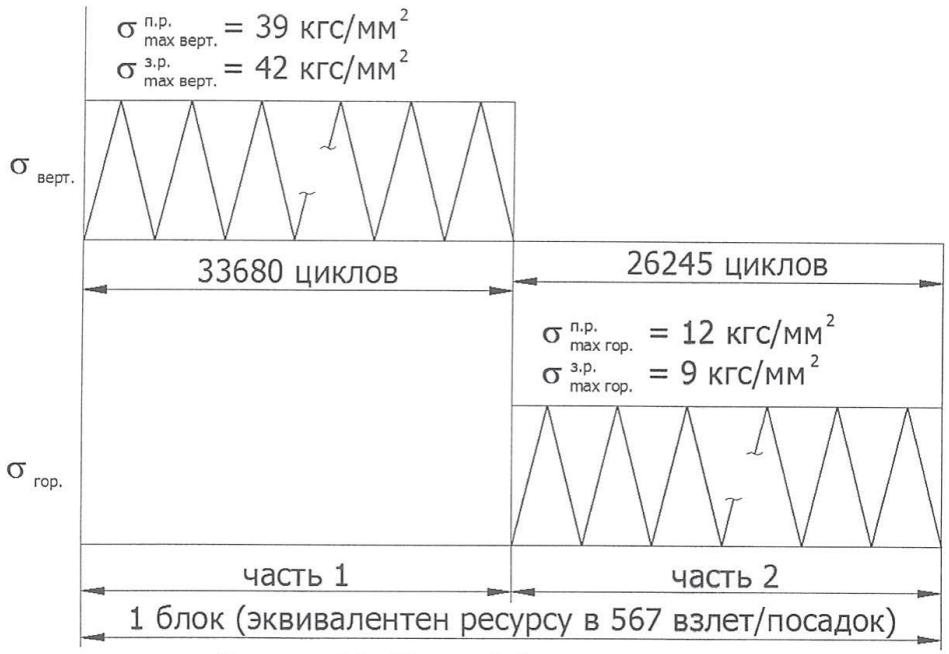


Рис. 1 в. Схема блока усталостных испытаний; $\sigma^{п.р.}_{max\ верт.}$, $\sigma^{з.р.}_{max\ верт.}$, $\sigma^{п.р.}_{max\ гор.}$, $\sigma^{з.р.}_{max\ гор.}$ – максимальные напряжения изгиба на передней и задней рессоре в вертикальной и горизонтальной плоскости соответственно

В процессе проведения стендовых испытаний при наработке 2160 циклов второго этапа (горизонтальное нагружение) третьего блока нагружения было выявлено разрушение (трещина 420 мм) задней рессоры шасси (рис. 2). Суммарная наработка шасси составила:

- 101040 циклов вертикальной нагрузки;
- 54650 циклов горизонтальной нагрузки.

Задняя рессора шасси изготавливается из трубы А80х2,5-30ХГСН2А по ГОСТ 8734-75[1], ГОСТ 21729-76[2].

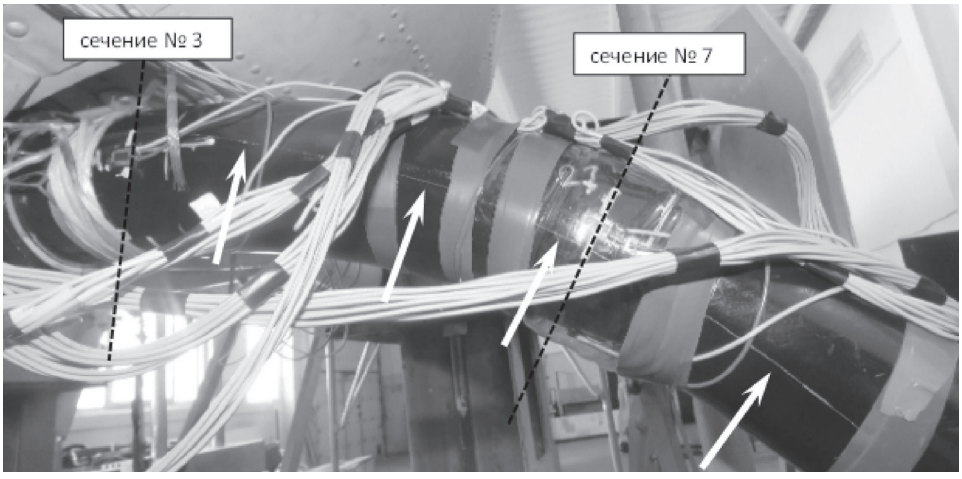


Рис. 2. Вид задней рессоры шасси вертолёта с трещиной (указана стрелками), выявленной при усталостных стендовых испытаниях

[1] ГОСТ 8734-75. Трубы стальные бесшовные холоднодеформированные. Сортамент (с Изменениями 1, 2, 3).

[2] ГОСТ 21729-76. Трубы конструкционные холоднодеформированные и теплодеформированные из углеродистых и легированных сталей. Технические условия (с Изменениями 1, 2).

Постановка задачи

Разрушение (образование трещины) рессоры шасси произошло на третьем блоке нагружения, что значительно меньше двадцати блоков испытательной нагрузки, требуемых для подтверждения требуемого ресурса 6000 посадок. Это потребовало проведения комплекса исследований по установлению причин столь раннего разрушения рессоры шасси, а также характера и длительности разрушения. На основании полученных результатов даны рекомендации по повышению надёжности шасси вертолёта.

Методы исследования

Для установления характера, длительности и причины разрушения задней рессоры шасси вертолёта выполнен комплекс исследований, включающий в себя следующие работы:

- оценку технического состояния фрагментов задней рессоры шасси;
- изучение изломов и состояния поверхностей рессоры на бинокулярном микроскопе;
- фрактографическое исследование изломов и изучение состояния поверхностей рессоры с применением электронного сканирующего микроскопа типа Tescan Vega4;
- измерение твёрдости рессоры с переводом на значения временно́го сопротивления разрыву $\sigma_в$;
- металлографическое исследование материала рессоры, с определением, в том числе микроструктуры;
- микрорентгеноспектральный анализ материала рессоры в зоне дефектов;
- обобщение полученных результатов.

Материалы исследования

Изучение изломов вскрытой трещины на бинокулярном микроскопе показало, что она представляет собой слияние множества самостоятельных трещин, развивавшихся от внутренней поверхности трубы, из которой изготовлена рессора. Всего на длине примерно 150 мм насчитывается не менее 20 самостоятельных трещин, которые лежат в зоне изгиба рессоры между сечениями 3 и 7 тензодатчиков и ориентированы вдоль образующей трубы (рис. 2). Трещины имеют различную протяжённость по глубине (толщине стенки трубы), но идентичное строение, характерное для усталостного развития разрушения: низкую (при сглаженном рельефе) шероховатость, полуэллиптический фронт и развитие трещин от вытянутых вдоль образующей несплошностей на внутренней поверхности трубы. Наибольшее количество близко расположенных и имеющих наибольшую глубину прорастания самостоятельных трещин наблюдается в зоне, удалённой примерно на 100–120 мм от сечения 7 расположения тензодатчиков. В данной «очаговой» зоне первоначально зародившиеся трещины после некоторого прорастания вглубь материала сливались между собой, образуя при слиянии характерные ступеньки. При анализе разрушений использовались теории и модели согласно [1–3].

После удаления лакокрасочного покрытия выявлено, что на внутренней поверхности трубы рессоры имеются множественные поверхностные дефекты в виде раскатанных (вытянутых вдоль оси) раковин и каверн. Раковины и каверны имеют более тёмный цвет по сравнению с остальной поверхностью. Внутренняя поверхность трубы имеет исходное состояние без признаков дополнительной обработки при изготовлении рессоры, а наружная поверхность трубы имеет пескоструйную обработку и покрыта слоем цинка толщиной (30–60) мкм, как это предусмотрено техническими условиями на изготовление рессоры.

Для детального анализа очагов и изучения характера разрушений было выполнено фрактографическое исследование основных изломов с применением сканирующего микроскопа

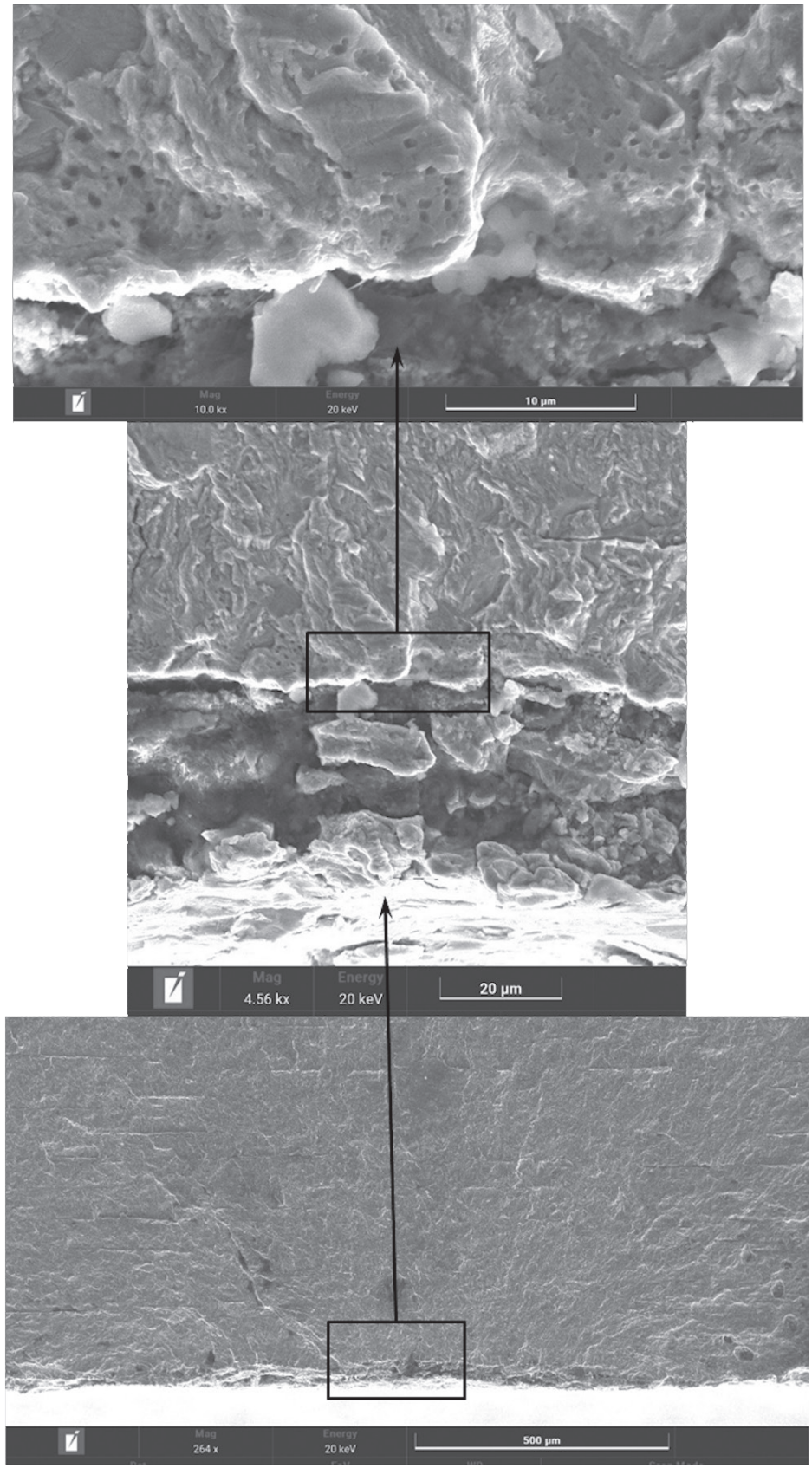


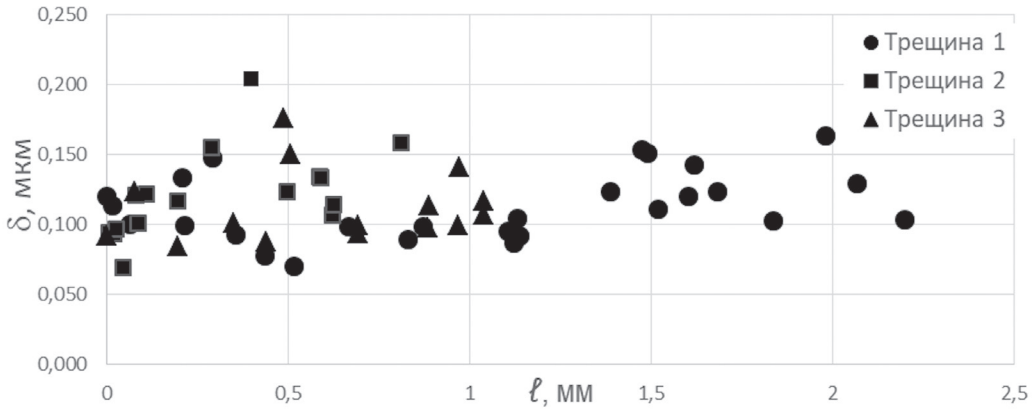
Рис. 3. Типичное строение очаговой зоны одной из усталостных трещин с дефектами в виде вытянутой несплошности на внутренней поверхности трубы и многочисленными порами в основном материале по границе дефекта

типа Tescan Vega4. Анализ изломов на микроскопе выполнялся в соответствии с методологией и принципами, изложенными в [4–6].

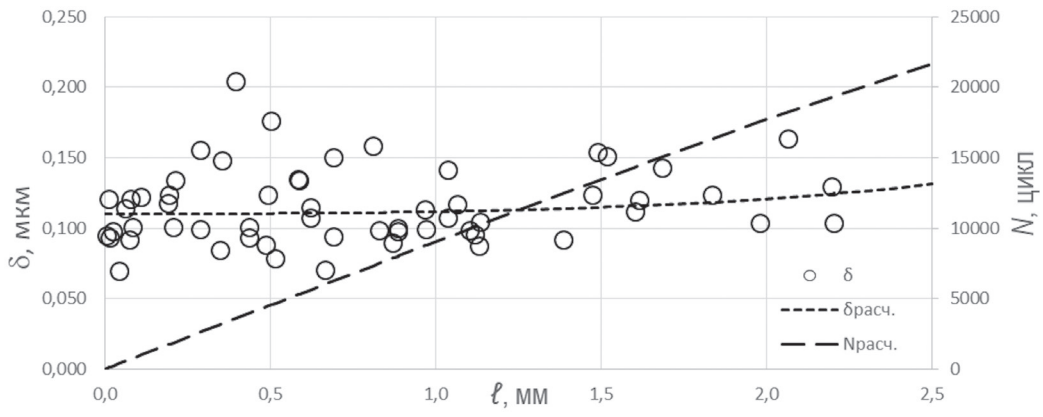
Фрактографический анализ фрагментов изломов по трещинам подтвердил многоочаговый усталостный характер разрушения материала трубы. Очагами зарождения трещин послужили дефекты материала на внутренней поверхности трубы в виде вытянутых несплошностей (рис. 3), по границам которых поверхностные слои основного материала окислены и содержат множественные скопления пор. Глубина несплошностей варьируется от 20 до 70 мкм, а максимальная протяжённость составляет около 800 мкм. Большинство несплошностей заполнены продуктами окисления.

На первых 5–15 мкм от несплошностей разрушение материала рессоры происходило по границам зёрен (рис. 3), а далее развивалось преимущественно внутризёренно с формированием бороздчатого рельефа излома, характерного для усталостного разрушения материала. При этом уже в непосредственной близости от очагов шаг усталостных бороздок составлял 0,10–0,12 мкм. Формирование усталостных бороздок в изломе указывает на развитие разрушения материала в области малоцикловой усталости [7–9].

Шаг формирующихся в изломе усталостных бороздок отвечает скорости развития трещины [1, 3, 4]. Для оценки периода развития трещин было выполнено измерение шага бороздок по длине трёх наиболее характерных трещин в направлении по толщине трубы рессоры. Результаты этих измерений представлены на рис. 4. Кинетика всех трёх трещин практически одинакова и характеризуется близкой к линейной зависимостью шага δ бороздок от длины *l* трещины.



а



б

Рис. 4. Массивы результатов измерений шага δ усталостных бороздок по длине *l* трещин (а) и общая аппроксимирующая зависимость шага бороздок от длины трещины с расчётной зависимостью периода роста трещины от её длины (б)

Строение (размеры и отношения полуосей, а также шероховатость) изломов ряда других трещин близко к строению трещин, подвергнутых исследованию на сканирующем микроскопе, а, следовательно, схожи и кинетики их развития. Поэтому результаты измерений были объединены в один общий массив, а расчёт длительности разрушения выполнен по аппроксимирующей единой кривой (рис. 4). В результате получено, что период развития трещин на всю толщину стенки трубы (примерно 2,5 мм) составил около 22000 циклов нагружения.

На изломах по всей глубине (толщине стенки трубы) также наблюдаются продольные полосы текстуры материала, представляющие собой границы волокон, которые во множестве отдельных зон разрушены, и с поверхности излома вглубь материала уходят продольные трещины. Зачастую магистральная усталостная трещина при переходе границы волокон меняла плоскость своего развития, что указывает на первичное разрушение продольной границы, которую пересекала усталостная трещина.

Сравнительным качественным микрорентгеноспектральным анализом материала несплошностей у внутренней поверхности трубы и основного материала на удалении от неё установлено, что по химическому составу материал рессоры относится к легированной элементами Cr, Mn, Si и Ni стали типа 30ХГСН2А. В зоне несплошностей материал имеет качественно тот же химический состав, но со значительно бóльшим содержанием кислорода, а также с наличием таких элементов как Na, Ca, P, Al. Незначительное количество Na, Ca, P, Al выявлено и в основном материале, однако это связано с естественным загрязнением излома (исследования проводились непосредственно по излому, а не в шлифах).

Химический состав включений, места их сосредоточения и внешний вид позволяют предполагать, что они представляют собой окалину, образовавшуюся в процессе изготовления трубы для рессоры. Это было подтверждено также металлографическими исследованиями, выполненными на специально изготовленных шлифах. Установлено, что трещины берут своё начало от дефектов материала, расположенных на внутренней поверхности трубы или вблизи неё, в виде несплошностей и включений, отличающихся по структурному состоянию от основного материала рессоры. В зоне несплошностей имеются микропоры и наблюдаются изменения микроструктуры материала, выраженные в проявлении резких границ зёрен. Развитие трещин вблизи дефектов происходило по границам зёрен материала, а на удалении от них – внутризёренно, так же, как это было установлено при фрактографическом исследовании.

У наружной поверхности рессоры также наблюдаются растрескивания материала и видны участки с отдельными выкрошившимися включениями, но размеры их значительно меньше, чем у внутренней поверхности. Это связано с частичным удалением дефектного слоя в процессе изготовлении рессоры при пескоструйной обработке трубы.

Металлографическим анализом также выявлено обезуглероживание материала поверхностных слоёв на глубину примерно 0,2–0,5 мм по внутренней и наружной поверхностям. Измерение микротвёрдости материала в этих зонах микротвердомером типа HVS-1000A с нагрузкой 300 г косвенно подтвердило наличие обезуглероженного слоя, показав снижение (примерно на 25 %) прочностных характеристик материала в поверхностных слоях.

Материал рессоры (на удалении от дефектных зон) соответствует термически обработанной стали типа 30ХГСН2А, его микроструктура представляет собой отпущенный мартенсит. Оценка временно́го сопротивления растяжению ($\sigma_в$) материала рессоры на основе измерения его твёрдости (по Виккерсу) отклонений в изготовлении не выявила: фактически она составляет HV 320–350, что соответствует $\sigma_в = 169 - 172$ кгс/мм^2 и удовлетворяет требованиям чертежа на изготовление $(\sigma_в = 160 - 190$ кгс/мм$^2)$.

Анализ и обобщение

Разрушение задней рессоры полозкового шасси вертолёта при стендовых испытаниях носит многоочаговый малоцикловый усталостный характер и инициировано множественными

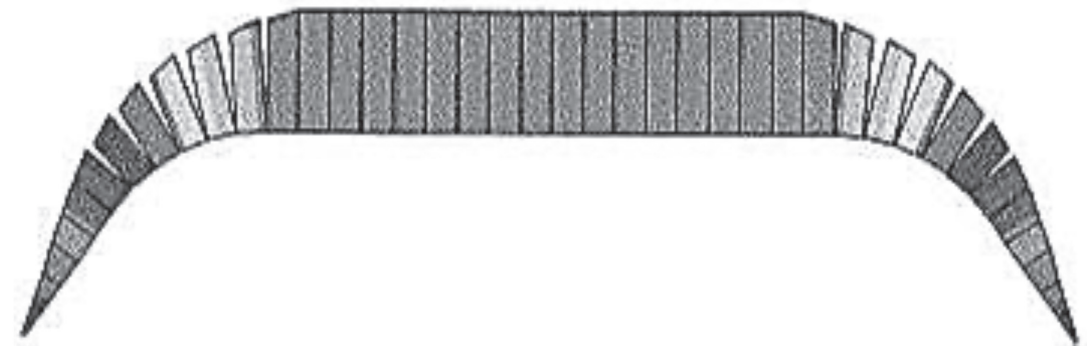
дефектами на её внутренней поверхности в виде вытянутых в осевом направлении несплошностей. Трещины зарождались от несплошностей, по границам которых основной материал окислен, содержит множественные поры и имеет ослабленные границы зёрен, по которым и происходило разрушение материала на протяжении первых 5–15 мкм.

Дальнейшее развитие усталостного разрушения происходило преимущественно внутризёренно с формированием уже в непосредственной близости от очагов усталостных бороздок с шагом 0,10–0,12 мкм. Зависимость шага бороздок от длины трещин близка к линейной, что может объясняться концентрацией напряжений по несплошностям, послужившими очагами трещин, и пониженной прочностью материала трубы вблизи очагов, что при малой толщине стенки трубы не дало проявиться развитию трещин с ускорением.

При реализованной кинетике трещин период их распространения на всю толщину стенки трубы (до их выхода на наружную поверхность) составил примерно 22000 циклов нагружения.

Несплошности, послужившие очагами зарождения трещин в задней рессоре, представляют собой полости, вытянутые в направлении течения материала при формировании трубы, заполненные частично или полностью продуктами окисления основного материала (окалиной). Данные дефекты согласно ГОСТ 21014-2022[3] могут характеризоваться, как вкатанные окалины (дефект поверхности в виде вкраплений остатков окалины, вдавленной в поверхность металла при деформации) или рябизна (дефект поверхности в виде мелких углублений, образующих полосы или сетку, наблюдаемых после удаления вкатанной окалины). При этом в соответствии с ГОСТ 8734-75, ГОСТ 21729-76, по которым изготавливается труба А80х2,5-30ХГСН2А для задней рессоры, данные дефекты и их размеры допустимы.

Принципиальный вид эпюр изгибающих моментов в вертикальной и горизонтальной плоскостях в задней рессоре шасси в соответствии с расчётом методом конечных элементов показан на рис. 5.



а

б

Рис. 5. Принципиальный вид расчётных эпюр изгибающих моментов, действующих в задней рессоре при её вертикальном (а) и горизонтальном (б) нагружении

[3] ГОСТ 21014-2022. Металлопродукция из стали и сплавов. Дефекты поверхности. Термины и определения. Прокат чёрных металлов. Термины и определения дефектов поверхности.

Зона разрушения задней рессоры не совпадает с зоной максимальных изгибающих моментов как при вертикальном нагружении, так и при горизонтальном. Это указывает на наличие в зоне разрушения дополнительных факторов, влиявших на зарождение в ней усталостных трещин, которыми могли бы явиться: более существенные концентраторы напряжений; исходное состояние материала в конкретной зоне, отличное от его состояния в остальной части объёма материала как по напряжённому состоянию, так и по механическим свойствам.

Ожидать в зоне зарождения трещин большую концентрацию напряжений не приходится – состояние внутренней поверхности трубы рессоры в плане наличия на ней концентраторов напряжений по всей площади примерно одинаково.

При этом ожидать на изогнутом участке рессоры иного (в плане его напряжённости и сопротивления усталости) состояния материала, чем на других участках рессоры, есть все основания. На это указывают следующие особенности разрушения рессор: 1) продольные растрескивания по границам волокон материала в зоне его разрушения; 2) траектории развития разрушения рессор после зарождения трещин не соответствовали предполагаемому полю напряжений от внешних нагрузок и не имели различий при воздействии вертикального или горизонтального нагружения; 3) отсутствие повреждений изломов от их взаимного контакта при развитии трещин в условиях, когда в соответствии со схемой внешнего нагружения рессоры должны были наблюдаться продольные и поперечные сдвиги берегов трещин.

В связи с этим имеются основания предполагать, что при формировании геометрии рессоры в процессе её производства материал изогнутых участков, в отличие от остальных объёмов материала, претерпевает значительные пластические деформации, что изменяет его структурное и напряжённое состояние, которое не устраняется полностью последующей термообработкой рессоры.

Заключение

По результатам выполненных исследований авторами было установлено, что разрушение задней рессоры полозкового шасси вертолёта при стендовых испытаниях носит многоочаговый малоцикловый усталостный характер с зарождением усталостных трещин на внутренней поверхности изогнутой части рессоры от имевшихся здесь множественных концентраторов напряжений в виде раскатанных в осевом направлении несплошностей с окалиной, по границам которых поверхностные слои материала имели пониженную прочность из-за его обезуглероживания, окисления и наличия в нём скоплений пор.

Множественные несплошности материала, заполненные окалиной, и обезуглероживание, окисление и высокая пористость поверхностных слоёв материала по несплошностям являются допустимыми по ГОСТ 8734-75, ГОСТ 21729-76 дефектами изготовления трубы рессоры, но снижают её сопротивление усталости.

Материал изогнутых участков рессоры в зоне разрушения по своему исходному напряжённому состоянию и (или) исходным характеристикам сопротивления усталости отличался от материала остальной части рессоры в сторону снижения его долговечности. Наиболее вероятно эти особенности исходного состояния материала изогнутых участков возникли в процессе пластической деформации материала при формировании геометрии рессоры и не были устранены полностью её последующей термообработкой при производстве.

Для повышения сопротивления усталости задней рессоры полозкового шасси вертолёта необходимо разработать мероприятия по устранению дефектов на внутренней поверхности трубы и провести исследование особенностей напряжённо-деформированного состояния и состояния структуры материала изогнутой части рессоры, понижающих его сопротивление усталости.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Иванова В. С. Разрушение металлов. Москва: Металлургия, 1979. 167 с.
2. Броек Д. Основы механики разрушения / Пер. с англ. Москва: Высшая школа, 1980. 368 с.
3. Шанявский А. А. Моделирование усталостных разрушений металлов. Синергетика в авиации. Уфа: ООО «Монография», 2007. 500 с.
4. Иванова В. С., Шанявский А. А. Количественная фрактография. Усталостное разрушение. Челябинск: Металлургия, 1988. 400 с.
5. Фрактография и атлас фрактограмм: справочное издание / Перевод с англ. Шур Е. А. под ред. Бернштейна М. Л. Москва: Металлургия, 1982. 489 с.
6. Энгель Э., Клангеле Г. Растровая электронная микроскопия. Разрушение: справочное издание / Пер. с нем. Москва: Металлургия, 1986. 232 с.
7. Шанявский А. А. Масштабные уровни процессов усталости металлов // Физическая мезомеханика. 2014. Т. 17. № 6. С. 87–98.
8. Шанявский А. А. Ротационная неустойчивость деформации и разрушения металлов при распространении усталостных трещин на мезоскопическом масштабном уровне. I. Процессы пластической деформации в вершине трещины // Физическая мезомеханика. 2001. Т. 4. № 1. С. 73–80.
9. Шанявский А. А. Ротационная неустойчивость деформации и разрушения металлов при распространении усталостных трещин на мезоскопическом масштабном уровне. II. Механизмы разрушения // Физическая мезомеханика. 2001. Т. 4. № 1. С. 81–95.

References

1. Ivanova V. S. *Razrushenie metallov [Destruction of metals]*, Moscow, Metallurgiya Publ., 1979, 167 p. (In Russ.)
2. Broek D. *Osnovy mekhaniki razrusheniya [Fundamentals of the mechanics of destruction]*, trans. from English, Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1980, 368 p. (In Russ.)
3. Shanyavskiy A. A. *Modelirovanie ustalostnykh razrushenij metallov. Sinergetika v aviatsii [Modeling of metal fatigue failure. Synergetics in aviation]*, Ufa, Monografiya Publ., 2007, 500 p. (In Russ.)
4. Ivanova V. S., Shanyavsky A. A. *Kolichestvennaya fraktografiya. Ustalostnoe razrushenie [Quantitative fractography. Fatigue failure]*, Chelyabinsk, Metallurgiya Publ., 1988, 400 p. (In Russ.)
5. *Fraktografiya i atlas fraktogramm [Fractography and atlas of fractograms]*. Reference edition, trans. from English, Moscow, Metallurgiya Publ., 1982, 489 p. (In Russ.)
6. Engel E., Klangele G. *Rastrovaya elektronnaya mikroskopiya. Razrushenie. [Scanning electron microscopy. Destruction]*. Reference edition, trans. from German, Moscow, Metallurgiya Publ., 1986, 232 p. (In Russ.)
7. Shanyavsky A. A. Scales of Metal Fatigue Cracking, *Physical Mesomechanics*, 2015, vol. 18, no. 2, pp. 163–173. https://doi.org/10.1134/S1029959915020095
8. Shaniavsky A. A. Rotatsionnaya neustojchivost` deformatsii i razrusheniya metallov pri rasprostranenii ustalostnykh treshchin na mezoskopicheskom masshtabnom urovne. I. Protsessy plasticheskoj deformatsii v vershine treshchiny, *Fizicheskaya mezomekhanika*, 2001, vol. 4, no. 1, pp. 73–80. (In Russ.)
9. Shaniavsky A. Rotatsionnaya neustojchivost` deformatsii i razrusheniya metallov pri rasprostranenii ustalostnykh treshchin na mezoskopicheskom masshtabnom urovne. II. Mekhanizmy razrusheniya, *Fizicheskaya mezomekhanika*, 2001, vol. 4, no. 1, pp. 81–95. (In Russ.)

Информация об авторах

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

Лосев Александр Иванович, кандидат технических наук, начальник группы, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, alivlos@mail.ru

Authors information

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

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

Статья поступила в редакцию 10.07.2023; одобрена после рецензирования 26.09.2023; принята к публикации 03.10.2023.
The article was submitted 10.07.2023; approved after reviewing 26.09.2023; accepted for publication 03.10.2023.

Научная статья
УДК 629.735.33.016

СВЯЗЬ ИЗМЕНЕНИЯ СКОРОПОДЪЁМНОСТИ И КРЕЙСЕРСКОЙ СКОРОСТИ САМОЛЁТОВ АН-24 С РАБОТОЙ АВТОМАТА ДОЗИРОВАНИЯ ТОПЛИВА

Г. Е. МАСЛЕННИКОВА[1, 2], С. В. ДМИТРИЕВА[2], Р. Р. ТАЖЕТДИНОВ[2]

[1] Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия
[2] Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. В статье описаны результаты исследования влияния настройки автомата дозирования топлива на изменение лётно-технических характеристик (ЛТХ) самолётов Ан-24. На основе 70 оценок времени набора высоты и крейсерской скорости самолётов трёх авиакомпаний, имеющих наибольшее количество самолётов Ан-24 в эксплуатации с наработками планера около 55 тыс. ч и двигателей около 18 тыс. ч, получено, что прямая зависимость между величиной наработки и результатом оценки ЛТХ при больших наработках отсутствует. Исключено влияние условий проведения облётов в различных авиакомпаниях, так как условия практически идентичны. Проведён анализ параметров регулирования авиадвигателей, в результате чего получены характеристики двигателей, при которых средние значения оценок ЛТХ самолётов Ан-24 имеют максимальные значения. Разработаны рекомендации по регулировке значений часовых расходов топлива, изменению часового расхода топлива за счёт работы автомата дозирования топлива в диапазоне высот от 2 до 6 км, а также исследован оптимальный запас по температуре газов до максимально-допустимой.

Ключевые слова: лётно-технические характеристики, скороподъёмность, скорость горизонтального полёта, автомат дозирования топлива, тяга, мощность двигателя, расход топлива, температура газов, стандартная атмосфера, эксплуатация авиационной техники

Для цитирования: Масленникова Г. Е., Дмитриева С. В., Тажетдинов Р. Р. Связь изменения скороподъёмности и крейсерской скорости самолётов Ан-24 с работой автомата дозирования топлива // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 44. С. 31–38.

CONNECTION OF CHANGE IN LIFT RATE AND CRUISE SPEED OF AN-24 AIRCRAFT WITH OPERATION OF FUEL METERING MACHINE

G. E. MASLENNIKOVA[1, 2], S. V. DMITRIEVA[2], R. R. TAZHETDINOV[2]

[1] Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia
[2] The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia

Abstract. The article describes the results of a study the effect of adjusting the fuel metering machine on changing the flight characteristics of An-24 aircraft. Based on 70 estimates of the climb time and cruising speed of the aircraft of the three airlines that have the largest number of An-24 aircraft in operation with glider operating hours of about 55 thousand hours and engine operating hours of about 18 thousand hours, it was obtained that there is no direct relationship between operating time and the level of flight characteristics with large operating

© Г. Е. МАСЛЕННИКОВА, С. В. ДМИТРИЕВА, Р. Р. ТАЖЕТДИНОВ, 2023

hours. The influence of the conditions for flying in various airlines is excluded, since the conditions are almost identical. The parameters of aircraft engines control in the considered airlines were analyzed, as a result of which the engine characteristics were obtained, at which the airline has maximum values of flight characteristics of An-24 aircraft, namely: adjustment of the values of hourly fuel consumption, change in hourly fuel consumption due to the operation of the fuel metering machine in the altitude range from 2 km to 6 km, gas temperature margin to the maximum permissible.

Keywords: flight and technical characteristics, lifting rate, horizontal flight speed, automatic fuel metering machine, thrust, engine power, fuel consumption, gas temperature, standard atmosphere, operation of aircraft

For citation: Maslennikova G. E., Dmitrieva S. V., Tazhetdinov R. R. Connection of change in lift rate and cruise speed of An-24 aircraft with operation of fuel metering machine, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 44, pp. 31–38. (In Russ.)

Введение

Одним из основных транспортных средств в Сибири и на Дальнем Востоке до сих пор является созданный в 1958 году самолёт Ан-24. Большинство экземпляров данного типа эксплуатируются уже более 40 лет и имеют на настоящий момент наработки в несколько десятков тысяч часов и для планера, и для двигателей. С 1979 года Ан-24 не производится, а реально его заменить может только самолёт типа Ан-26 с похожей конструкцией и характеристиками [1], но несколько моложе, и хотя с 1986 года он также не производится, но при этом имеет меньшие наработки. Кроме того, в начале 2000-х годов на основе научных исследований, выполненных ГосНИИ ГА [2], порядок отработки межремонтных ресурсов самолётов Ан-24 был изменён[1], что привело к практически безремонтной эксплуатации самолётов этого типа. Таким образом, изучение вопросов, связанных с сохранением лётных характеристик [3] является актуальной задачей как для Ан-24 всех модификаций, так и для Ан-26. Большие массивы данных об изменении характеристик этих типов [4] получены при сертификации экземпляра ВС, а также при работах, связанных с возможностью эксплуатации их с увеличенной взлётной массой[2]. Эти материалы использованы для подготовки настоящей статьи.

Поиск оптимальных значений регулировочных параметров двигателей АИ-24 (2-ой сер.), позволяющих получить наилучшие значения лётных характеристик, является основной целью настоящей работы.

Постановка задачи

Исследовались параметры настройки автомата дозирования топлива (АДТ) и их связь с изменением ЛТХ самолётов. Теоретически связь настройки АДТ с ЛТХ обусловлена тем, что основные лётные характеристики определяются двумя величинами: лобовым сопротивлением планера (потребная тяга) и тягой силовой установки (располагаемая тяга). Если коэффициент лобового сопротивления планера в эксплуатационном диапазоне высот и скоростей самолётов Ан-24 с высотой полёта меняется незначительно (на величину, сопоставимую с погрешностью определения) то тяга силовой установки вследствие изменения плотности воздуха с высотой и работы различных ограничений (по температуре газов, оборотам компрессора) изменяется примерно в полтора – два раза. Регулировка мощности двигателя АИ-24 (2-ой сер.) [5] осуществляется на земле, то есть при

[1] Бюллетень № Ан-24-ГС002-БЭ-Г об уточнении порядка отработки ресурсов и сроков службы самолётов Ан-24, введён в действие УПЛГ Росавиации 20.11.2019.

[2] Директивное письмо ГС ГА МТ РФ от 10.04.2002 № 24.10-97ГА.

плотности воздуха в диапазоне давления $(770-730)$ мм рт. ст., а такие параметры, как скорость горизонтального полёта или скороподъёмность оцениваются на высотах около 6 км, то есть при плотностях почти в два раза меньше.

Изменение мощности двигателя АИ-24 при изменении плотности воздуха как раз и обеспечивает АДТ, задача которого – изменение часового расхода топлива в зависимости от информации бортовых средств контроля об изменениях фактического давления и температуры в полёте. В Технологических указаниях[3] по регулировке расхода топлива на основных крейсерских режимах номинальные значения, соответствующие фактическим параметрам полёта (режим работы двигателей, скорость, высота, температура наружного воздуха), имеют широкий диапазон допусков – от +30 до –20 кг/ч к номинальному значению на каждый из двигателей, что позволяет на одних и тех же режимах изменять их мощность.

Подготовка материалов для анализа

При анализе по данным средств объективного контроля (СОК) оценок основных лётных характеристик при процедуре сертификации экземпляра ВС самолётов Ан-24, эксплуатирующихся в различных авиакомпаниях, было замечено, что среднестатистические характеристики самолётов разных эксплуатантов значительно отличаются. Условно обозначим три авиакомпании, являющиеся основными перевозчиками на территориях Восточной и Западной Сибири и имеющие на настоящий момент наибольшее количество самолётов Ан-24 в эксплуатации, как $АК_1$, $АК_2$ и $АК_3$.

Методика количественной оценки основных лётных характеристик, входящая в программу лётных испытаний самолётов Ан-24 (Ан-24РВ) после капитального ремонта [6], введённая в действие директивным письмом Государственной службы ГА Минтранса РФ[4], позволяет получить массив оценок, не имеющих значимых коэффициентов корреляции с условиями выполнения полёта, такими, как отличие температуры от стандартной атмосферы (СА) и величина взлётной массы (табл. 1).

Таблица 1

Коэффициенты корреляции времени набора высоты и скорости горизонтального крейсерского полёта с условиями выполнения полётов (2020–2023 гг.)

Коэффициенты корреляции			
С отличием температуры от СА		Со взлётной массой	
Время набора	Скорость	Время набора	Скорость
–0,05	–0,20	0,1	0,18

В статье авторами рассмотрен массив оценок, полученных по данным облётов, выполненных упомянутыми авиакомпаниями в период 2020–2023 гг.: в $АК_1$ – 29 оценок, в $АК_2$ – 24 и в $АК_3$ – 17. Средние статистические оценки времени набора высоты и скорости крейсерского полёта относительно данных Руководства по лётной эксплуатации (РЛЭ) [7] по каждой из этих авиакомпаний приведены в табл. 2.

[3] Технологические указания по выполнению регламентных работ на самолётах Ан-24, Ан-26, Ан-30. Выпуск 24, ч.1. Замена основного двигателя, утверждены 16.02.1987.

[4] Директивное письмо ГС ГА МТ РФ от 01.04.2002 № 24.9-7ГА.

Таблица 2

Средние статистические оценки времени набора высоты и крейсерской скорости

Авиакомпания	Средняя наработка планера, ч	Средняя наработка двигателей, ч	Отличие времени набора от данных РЛЭ Δt, %	Отличие скорости от данных РЛЭ, км/ч	Количество точек
$АК_1$	56573	17671	–2,8	–16,5	29
$АК_2$	52519	18615	–16,4	–8,4	24
$АК_3$	57139	17489	–16,6	–4,8	17

При этом оценка времени набора высоты является относительной величиной и определяется по формуле

$$\Delta t = \frac{t_{\text{фак}} - t_{\text{тип}}}{t_{\text{тип}}} \cdot 100\ \%,$$

где $t_{\text{фак}}$ – фактическое время набора высоты; $t_{\text{тип}}$ – типовое время набора высоты.

Таким образом, средняя статистическая оценка отличия времени набора высоты от данных РЛЭ –16 % говорит о том, что скороподъёмность самолётов, эксплуатируемых $АК_2$ и $АК_3$ на 16 % больше, чем типовая (приведённая в РЛЭ) для всего парка самолётов Ан-24.

В то же время оценка скорости является абсолютной, то есть разностью между фактической скоростью и заявленной в РЛЭ и выражается в км/ч. В данном случае −16,5 км/ч говорит о том, что в среднем самолёты авиакомпании $АК_1$ имеют скорость на 16,5 км/ч меньше заявленной в РЛЭ.

Из табл. 2 следует, что средние статистические характеристики самолётов рассматриваемых авиакомпаний существенно различаются: оба показателя у $АК_1$ существенно хуже, чем у $АК_2$ и $АК_3$. При этом все три авиакомпании эксплуатируют парк самолётов Ан-24, у которых средняя наработка планера с начала эксплуатации составляет около 55 тыс. ч, а двигателей – около 18 тыс. ч. Вывод, который можно сделать на основе изучения выбранных данных – прямая зависимость между наработкой и уровнем ЛТХ при больших наработках отсутствует.

Рассмотрим влияние условий полёта на уровень лётных характеристик.

Для того, чтобы исключить влияние условий проведения облётов в рассматриваемых авиакомпаниях, сравним средние данные по взлётной массе и температуре наружного воздуха в облётах, используемых для анализа. Результаты приведены в табл. 3.

Таблица 3

Средние данные по условиям проведения облётов в рассматриваемых авиакомпаниях

Авиакомпания	Средняя взлётная масса, т	Среднее отличие от СА температуры в диапазоне высот до 6 км, °С	Количество точек
$АК_1$	19,5	–7,7	29
$АК_2$	19,4	–8,5	24
$АК_3$	19,2	–4,9	17

Сравнение условий выполнения облётов показывает, что в среднем они выполняются при одинаковом значении взлётной массы, при этом температурные условия различаются

в пределах 3,5 °С. Однако отмеченное различие в температурных условиях не может быть причиной изменения оценок характеристик по двум причинам:

- результаты оценивания не имеют значимых коэффициентов корреляции с температурными условиями (табл. 1);

- наибольшие различия в температурных условиях наблюдаются между $АК_2$ и $АК_3$, хотя оценки лётных характеристик в них примерно одинаковы.

Исследование связи отличий в характеристиках самолётов рассматриваемых авиакомпаний с регулируемыми параметрами двигателей

Исключив влияние внешних условий на расслоение оценок характеристик рассматриваемых авиакомпаний, проанализируем параметры регулирования АИ-24 и определим различия в среднестатистических значениях для рассматриваемых авиакомпаний.

Мощность двигателя АИ-24 (2-ой сер.) регулируется путём изменения расходов топлива. Эти регулировки выполняются на земле, то есть, как правило, при давлении, близком к 760 мм рт. ст. При изменении плотности воздуха с высотой расход топлива, как и мощность, также изменяется. Осуществляет это изменение автомат дозирования топлива, входящий в состав агрегатов АИ-24 (2-ой сер.). АДТ имеет регулировки, позволяющие менять расход топлива пропорционально изменению давления и температуры воздуха, в состав АДТ также входит автоматика (ПРТ) регулировки предельной температуры газов T_6, ограничивающая расход топлива при увеличенной температуре газов для защиты камеры сгорания топлива от прогара.

На основе этой упрощённой модели работы топливной автоматики определён состав параметров двигателей, которые определяют в конечном итоге расход топлива и мощность двигателя в полёте. В этот перечень входят:

1. Часовой расход топлива, регулируемый на земле при давлении аэродрома вылета и на высоте крейсерского полёта соответственно.

2. Температура газов (T_6) на конкретном режиме работы двигателя при регулировке на фиксированной высоте у земли и T_6 на высоте крейсерского полёта.

3. Ограничения по температуре газов T_6 по высотам.

4. Давление в канале индикатора крутящего момента ($P_{икм}$), характеризующее мощность двигателя, которое, как и часовой расход топлива, зависит от высоты полёта и температуры.

Так как крейсерский полёт может быть выполнен в зависимости от условий на различных режимах работы двигателей – от номинального до полётного малого газа, для упрощения задачи сравнения регулировочных параметров двигателей в различных авиакомпаниях рассмотрим только один режим работы двигателей – номинальный. Для исследования работы автоматики АДТ сравним средние значения уже описанных параметров в каждой из рассматриваемых авиакомпаний на высотах $H = 2$ км и $H = 6$ км. Высота $H = 6$ км является средней статистической высотой крейсерского полёта, а высота $H = 2$ км – минимальной для начала установившегося набора высоты при различных значениях атмосферного давления в аэропорту вылета в России. Результаты, полученные в ходе исследования работы автоматики, приведены в табл. 4.

Таблица 4

Средние данные по условиям проведения облётов в рассматриваемых авиакомпаниях

Параметр	$АК_1$	$АК_2$	$АК_3$
Средний часовой расход на $H = 2$ км, кг/ч	1121	1039	1098
Средний часовой расход на $H = 6$ км, кг/ч	800	793	761

Окончание таблицы 4

Параметр	$АК_1$	$АК_2$	$АК_3$
Средняя температура газов на $H = 2$ км, °С $(T_{6max} = 453$ °С$)$	414	417	385
Средняя температура газов на $H = 6$ км, °С $(T_{6max} = 429$ °С$)$	403	407	374
Среднее значение $P_{икм}$ на $H = 2$ км, кгс/см^2	71,7	69,7	72,6
Среднее значение $P_{икм}$ на $H = 6$ км, кгс/см^2	53,8	51,5	54,3
Среднее изменение расхода топлива по высоте, кг	321	246	337
Среднее изменение температуры T_6 по высоте, °С	11	10	11

Результаты

Данные табл. 2 и табл. 4 показывают, что наилучшие значения лётных характеристик (скороподъёмность и скорость крейсерского полёта) присущи самолётам $АК_3$. Среди особенностей значений параметров регулировки двигателей для $АК_3$ характерны самые: а) низкие значения температуры газов, причём как на $H = 2$ км, так и на $H = 6$ км; б) большое значение разницы в расходе топлива на $H = 2$ км и $H = 6$ км, которое характеризует работу АДТ; в) маленький расход топлива на высоте $H = 6$ км.

Средние значения $P_{икм}$ у двигателей $АК_3$ имеют максимальные значения. При этом можно отметить, что согласно табл. 2 наработки планера и двигателей с начала эксплуатации в этой авиакомпании существенно не отличаются от других рассмотренных.

Заключение

На основе проведённых авторами исследований влияния настройки АДТ на изменение ЛТХ самолётов можно сделать следующие выводы.

Средние значения регулируемых параметров двигателей в рассмотренных авиакомпаниях отличаются, однако эти различия не прямо пропорциональны различиям в средних оценках характеристик, полученных по данным СОК. Так, авиакомпании $АК_1$ и $АК_2$ имеют похожие значения регулируемых параметров двигателей, однако их характеристики различаются весьма существенно, что, вероятнее всего, характеризует общее состояние качества технического обслуживания в этих авиакомпаниях.

Максимальные значения показателей ЛТХ самолётов Ан-24 соответствуют авиакомпании, у которой двигатели регулируются при значениях часовых расходов топлива, близких к номинальным, при этом изменение часового расхода топлива за счёт работы АДТ должно уменьшать расход в диапазоне высот от 2 до 6 км примерно на $165 - 170$ кг/ч, а температура газов на каждой высоте полёта должна иметь запас $(50 - 60$ °С$)$ до максимально-допустимой, что при необходимости может быть обеспечено путём промывки газовоздушного тракта двигателей и общим повышением качества технического обслуживания.

Полученные результаты могут быть использованы не только при эксплуатации самолётов типа Ан-24 и Ан-26, но и при разработке регламентов технического обслуживания новых двигателей для региональной авиации с целью повышения эффективности их эксплуатации.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Руководство по лётной эксплуатации самолёта Ан-26. Москва: Воздушный транспорт, 1992. 506 с.

2. Люлько В. И. Разработка теоретических основ и практических рекомендаций с целью эксплуатации авиационных двигателей воздушных судов гражданской авиации по техническому состоянию и совершенствование процессов их диагностирования: автореф. дис. докт. техн. наук. (ГосНИИ ГА, Москва, 2003). 40 с. https://www.elibrary.ru/nhkmdt

3. Масленникова Г. Е. Контроль основных лётных характеристик в процедуре поддержания лётной годности // Сборник научных трудов ГосНИИ ГА. 2008. № 310. С. 104–109.

4. Масленникова Г. Е., Дмитриева С. В. Результаты мониторинга лётных характеристик самолётов Ан-24 и Ан-26 в процессе эксплуатации // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2019. № 28. С. 9–17. https://www.elibrary.ru/rnbllg

5. Денисюк В. Н. Авиационный турбовинтовой двигатель Аи-24 2-й серии. Инструкция по эксплуатации и техническому обслуживанию. Ростов-на Дону. ЗАО АНТЦ «Технолог», 2004. 441 с.

6. Программа лётных испытаний самолётов Ан-24 (Ан-24РВ) и Ан-26 (Ан-26Б) после капитального ремонта, Москва, 2002. 57 с.

7. Руководство по лётной эксплуатации самолёта Ан-24 (Ан-24РВ). Москва: Воздушный транспорт, 1995. 538 с.

References

1. Rukovodstvo po letnoy ekspluatatsii samoleta An-26. Moscow, Vozdushnyy transport Publ., 1992, 506 p. (In Russ.)

2. Lyul'ko V. I. Extented abstract of Doctoral's dissertation in Technical Sciences (GosNII GA, Moscow, 2003).

3. Maslennikova G. E. Control of basic flight characteristics in the procedure for maintaining airworthiness, *Collection of scientific works of the State Research Institute of Civil Aviation*, 2008, vol. 310, pp. 104–109. (In Russ.)

4. Maslennikova G. E., Dmitrieva S. V. Results of monitoring flight characteristics of An-24 and An-26 self-flights during operation. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2019, no. 28, pp. 9–17. (In Russ)

5. Denisyuk V. N. *Aviatsionnyy turbovintovoy dvigatel Ai-24 2-y serii. Instruktsiya po ekspluatatsii i tekhnicheskomu obsluzhivaniyu*. Rostov-na Donu, ZAO ANTTs "Tekhnolog" Publ., 2004, 441 p. (In Russ.)

6. Programma letny`h ispy`tanij samoletov An-24 (An-24RV) i An-26 (An-26B) posle kapital`nogo remonta. Moscow, 2002. 57p. (In Russ.)

7. Rukovodstvo po letnoy ekspluatatsii samoleta An-24 (An-24RV). Moscow, Vozdushnyy transport Publ., 1995, 538 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, заместитель начальника отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, tazhetdinovrr@gosniiga.ru

Authors information

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

Статья поступила в редакцию 30.08.2023; одобрена после рецензирования 15.09.2023; принята к публикации 22.09.2023.
The article was submitted 30.08.2023; approved after reviewing 15.09.2023; accepted for publication 22.09.2023.

Научная статья
УДК 629.735.33.05

ИССЛЕДОВАНИЕ И ОБОБЩЕНИЕ ОПЫТА ЭКСПЛУАТАЦИИ БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ САМОЛЁТОВ АН-24 ВСЕХ МОДИФИКАЦИЙ ЗА 2017–2022 ГОДЫ

А. Ю. СЕЛИВАНОВ, Н. М. СЕМЁНОВ

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. Проведена оценка надёжности и безопасности бортового оборудования самолётов Ан-24 всех модификаций на основе обобщения опыта их эксплуатации. Приводится расчёт показателей надёжности изделий пилотажно-навигационного и радиоэлектронного оборудования (ПНиРЭО) (агрегатов и комплектующих изделий). Проанализированы материалы по эксплуатации воздушных судов (ВС) указанного типа. На основании полученных от эксплуатирующих организаций материалов рассмотрены наиболее характерные отказы и неисправности, причины их возникновения и рассчитаны основные показатели надёжности бортового оборудования. Данные расчёты позволяют определить ресурсные возможности изделий из состава ПНиРЭО и разработать комплекс мер для поддержания агрегатов в состоянии, необходимом для обеспечения безопасности полётов и эффективности использования ВС за счёт оптимизации расходов на эксплуатацию бортового оборудования с учётом минимизации затрат на всём жизненном цикле изделия. Кроме того, анализ показателей надёжности позволяет определить тенденцию изменения её уровней для каждого типа изделий из состава ПНиРЭО по обнаруженным отказам и неисправностям, причиной которых является деградация материалов и отдельных элементов, применяемых в изделиях. Контроль за отказобезопасностью, в частности за возникновением в системе одного или более отказов одновременно или отказа, являющегося причиной функционального отказа нескольких систем, а также выявление новых видов отказов являются необходимыми мерами для поддержания исправности и готовности ВС к полётам, экономичности их техобслуживания и ремонта (эксплуатации) и как следствие – эффективности эксплуатации авиационной техники.

Ключевые слова: самолёт Ан-24, бортовое оборудование, функциональный отказ, агрегаты и комплектующие изделия, параметр потока отказов, средняя наработка на отказ, ресурс, срок службы, эксплуатация авиационной техники

Для цитирования: Селиванов А. Ю., Семёнов Н. М. Исследование и обобщение опыта эксплуатации бортового оборудования самолётов Ан-24 всех модификаций за 2017–2022 годы // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 44. С. 39–49.

RESEARCH AND BEST PRACTICES IN OPERATING AIRCRAFT EQUIPMENT FOR AN-24 AIRCRAFT OF ALL MODIFICATIONS FOR 2017–2022

A. YU. SELIVANOV, N. M. SEMYONOV

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

Abstract. This paper provides an assessment of the reliability and safety of the equipment of An-24 aircraft. The calculation of reliability indicators for items of flight control equipment and avionics (units and components)

© А. Ю. СЕЛИВАНОВ, Н. М. СЕМЁНОВ, 2023

and the analysis of materials on the operation of aircraft of the specified type. Based on the materials received from operating organizations, the most typical failures and malfunctions are considered, as well as their causes, and the main reliability indicators of aircraft equipment are calculated. These calculations make it possible to determine the potential (operation time) of items included into the flight control equipment and avionics and to develop a set of measures to maintain the units in the condition necessary to ensure the flight safety and the use efficiency of flying aircraft by optimizing the costs of operating aircraft equipment, while minimizing costs throughout the entire life cycle of the items. In addition, the analysis of the above indicators makes it possible to determine the trend of changes in the levels of reliability for each type of items in the flight control equipment and avionics according to the detected failures and malfunctions caused by items with degradation of materials and individual elements used in the items. Control over fail-safe performance, in particular over the occurrence of one or more system failures simultaneously or a failure that causes a functional failure of several systems, as well as the identification of new types of failures are necessary measures to ensure the continuing aircraft serviceability and availability, cost-effectiveness of maintenance and repair (operation) and, as a result, the efficiency of the aircraft operation.

Keywords: aircraft An-24, aircraft equipment, functional failure, units and components, failure intensity, mean time between failures, potential, service life, operation of aircraft

For citation: Selivanov A. Yu., Semyonov N. M. Research and best practices in operating aircraft equipment for An-24 aircraft of all modifications for 2017–2022, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 44, pp. 39–49. (In Russ.)

Введение

Обеспечение безопасности полётов ВС – первостепенная задача, решаемая совместными усилиями разработчика, изготовителя и эксплуатанта ВС. Уровень безопасности полётов определяется вероятностью того, что в полёте не возникнет сложная, аварийная и катастрофическая ситуация. Анализ обобщённого опыта эксплуатации ПНиРЭО проводится для профилактики возможных отказов изделий в полёте. Такого рода анализ позволяет оценивать фактическую надёжность изделий, уточнять содержание профилактических работ по каждому типу бортового оборудования, а также получать информацию, необходимую для разработки мер по повышению эксплуатационной надёжности изделий и совершенствованию процессов эксплуатации авиационной техники.

Анализ надёжности бортового оборудования выполняется на основании статистических данных карточек учёта неисправностей авиационной техники (КУН АТ) и ведомостей дефектов функциональных систем (022, 023, 031, 034, 110, 113), карт-нарядов работ, проводимых по определению возможности продолжения эксплуатации ПНиРЭО самолётов Ан-24 всех модификаций. Оцениваются наиболее характерные виды отказов и неисправностей, причины их возникновения, а также рассчитываются показатели надёжности для изделий.

Критерии оценки отказов бортового оборудования функциональных систем

Отказное состояние или функциональный отказ характеризуется как неработоспособное состояние системы в целом, связанное с нарушением её функций. Отказное состояние может являться следствием как отказов отдельных элементов, так и совокупности одновременно проявившихся отказов в рассматриваемых в настоящей статье функциональных системах.

Оценка отказа бортового оборудования функциональных систем основывается на нескольких критериях, которые используются для определения степени серьёзности и последствий отказа. Основными из них являются влияние отказа на безопасность полёта (оценивается, какой уровень угрозы представляет отказ) и на выполнение заданных функций систем (насколько существенное влияние может оказать отказ на основные функции бортового оборудования).

Для предотвращения сложных, аварийных и катастрофических ситуаций вероятность функционального отказа не должна превышать 10^{-3} на один час полёта или на один полёт и не приводить к ситуациям хуже, чем усложнение условий полёта (УУП). УУП характеризуется незначительным увеличением психофизиологической нагрузки на экипаж или незначительным ухудшением аэродинамических характеристик, влияющих на устойчивость и управляемость ВС. УУП не приводит к необходимости немедленного или предусмотренного заранее изменения плана полёта и не препятствует его благополучному завершению за исключением случаев, указанных в Руководстве по лётной эксплуатации для самолётов Ан-24 [1–3].

Целями обобщения опыта эксплуатации бортового оборудования являются:

- контроль уровней надёжности изделий из состава ПНиРЭО;
- контроль возможных деградационных изменений технического состояния изделий и учёт отказных состояний;
- выявление новых видов отказов, которые могут привести к снижению показателя безотказности изделий.

В соответствии с ГОСТ Р 56079[1] для анализа надёжности изделий, для которых восстановление работоспособного состояния после отказа предусмотрено эксплуатационной и ремонтной технической документацией, используется параметр потока отказов $\omega_0(t)$. Данный параметр определяет смешанный поток отказов и повреждений изделий с разной наработкой в случайные моменты времени и в течение заданного периода, возникающий при эксплуатации бортового оборудования с заменой отказавших изделий исправными, в том числе новыми, отремонтированными или восстановленными Этот показатель непосредственно влияет на расходы на эксплуатацию ВС и увеличение затрат вследствие роста количества заявок на выполнение на техническое обслуживание и ремонт (ТОиР) для рассматриваемого изделия. Параметр суммарного потока отказов $\omega_0(t)$ используется наряду со средней наработкой на отказ и повреждение $T_{ср}$ и регламентирован в технических заданиях на разработку изделий [5].

Методы и результаты расчёта показателей надёжности

Оценка показателей надёжности бортового оборудования проводится на основании сведений об отказах и неисправностях агрегатов и комплектующих изделий (АиКИ), поступающих из эксплуатирующих предприятий.

В качестве основного параметра, характеризующего состояние системы, принимается статистическая оценка среднего числа отказов и неисправностей её элементов в течение налёта парка за рассматриваемый период t:

$$\omega_0(t) = N_\Sigma / (T_\Sigma k),$$

где N_Σ – суммарное число отказов и неисправностей всех АиКИ, входящих в определённую функциональную систему самолёта, которые были выявлены в полёте и при всех формах технического обслуживания (ТО) парка эксплуатирующего предприятия за календарный период, установленный в качестве контрольного;

T_Σ – суммарный налёт парка самолётов за этот период;

k – количество однотипных изделий на борту всего парка ВС.

Обобщение опыта эксплуатации ПНиРЭО проводится на основании сведений об отказах и неисправностях АиКИ, полученных из эксплуатирующих предприятий, и о налёте парка самолётов Ан-24 за период 2017–2022 гг. Результатом обобщения опыта эксплуатации,

[1] ГОСТ Р 56079-2014. Изделия авиационной техники. Безопасность полёта, надёжность, контролепригодность, эксплуатационная и ремонтная технологичность. Номенклатура показателей.

которому посвящена настоящая статья, является расчёт значений показателей надёжности за указанный период и их сравнение со значениями, полученными в отчётах за предыдущие периоды [6].

Оценка уровня надёжности изделий проводится по параметру потока отказов. В представленных ниже таблицах отображены значения распределения потока отказов в период с 2017 по 2022 год и потока отказов $\omega_0(t)$ для агрегатов, среднее время на отказ которых не превышает установленные бюллетенями № 1530-БЭ-Г[2] и № Ан-24-ГС002-БЭ-Г[3] назначенного ресурса 80000 лётн. ч для самолётов Ан-24.

Результаты расчёта показателей надёжности по системам 022, 023, 031, 034, 110, 113 представлены в табл. 1–6.

Таблица 1

Значения $\omega_0(t)$ изделий системы автоматического управления полётом – автопилота АП-28Л1 (*система 022*)

Наименование изделия	Обозначение	2017	2018	2019	2020	2021	2022
Агрегат управления	АУ 1056	$1{,}22\cdot10^{-4}$	$1{,}35\cdot10^{-4}$	$1{,}54\cdot10^{-4}$	$1{,}73\cdot10^{-4}$	$1{,}45\cdot10^{-4}$	$5{,}29\cdot10^{-5}$
Блок связи	БС-1408А	$5{,}77\cdot10^{-5}$	$6{,}09\cdot10^{-5}$	$4{,}39\cdot10^{-5}$	$2{,}89\cdot10^{-5}$	$4{,}84\cdot10^{-5}$	$3{,}97\cdot10^{-5}$
Усилитель рулевых машин	УРМ-5026Б	$1{,}35\cdot10^{-4}$	$1{,}56\cdot10^{-4}$	$1{,}39\cdot10^{-4}$	$1{,}16\cdot10^{-4}$	$1{,}29\cdot10^{-4}$	$9{,}92\cdot10^{-5}$
Датчик угловых скоростей	ДУС-970В	$5{,}13\cdot10^{-5}$	$6{,}09\cdot10^{-5}$	$2{,}19\cdot10^{-5}$	$6{,}74\cdot10^{-5}$	$4{,}84\cdot10^{-5}$	$3{,}31\cdot10^{-5}$
Корректор высоты	КВ-11	$1{,}35\cdot10^{-4}$	$1{,}42\cdot10^{-4}$	$4{,}39\cdot10^{-5}$	$8{,}67\cdot10^{-5}$	$9{,}68\cdot10^{-5}$	$3{,}97\cdot10^{-5}$
Задатчик курса	ЗК-2	$7{,}69\cdot10^{-5}$	$1{,}02\cdot10^{-4}$	$8{,}78\cdot10^{-5}$	$5{,}78\cdot10^{-5}$	$9{,}68\cdot10^{-5}$	$7{,}93\cdot10^{-5}$
Пульт управления	ПУ 1248	$1{,}92\cdot10^{-5}$	$4{,}06\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$	$5{,}78\cdot10^{-5}$	$2{,}42\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$
Триммерная машина	5061Б	$1{,}13\cdot10^{-5}$	$1{,}24\cdot10^{-5}$	$2{,}19\cdot10^{-5}$	$1{,}37\cdot10^{-5}$	$2{,}42\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$
Блок триммирования	БТ-1426А	$9{,}61\cdot10^{-5}$	$6{,}09\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$	$2{,}89\cdot10^{-5}$	$7{,}26\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$
Блок фазочувствительных усилителей	5185ТБ	$1{,}13\cdot10^{-5}$	$2{,}03\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$	$5{,}78\cdot10^{-5}$	$1{,}40\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$

Средняя наработка на отказ автопилота АП-28Л1 в целом как системы составляет 1059 ч, что соответствует фактическому уровню надёжности $0{,}944\cdot10^{-3}$ и характеризует отказное состояние любого блока из его состава как причину возникновения особой ситуации не хуже, чем УУП.

[2] Бюллетень № 1530-БЭ-Г. Информирование авиационных предприятий, эксплуатантов, организаций по техническому обслуживанию и ремонту авиационной техники, ремонтных организаций гражданской авиации о ресурсах и сроках службы самолётов Ан-24 (всех модификаций), внесённых в Государственный реестр гражданских воздушных судов Российской Федерации, их агрегатов и комплектующих изделий.

[3] Бюллетень № Ан-24-ГС002-БЭ-Г Информирование авиационных предприятий, эксплуатантов, организаций по техническому обслуживанию и ремонту авиационной техники, ремонтных организаций гражданской авиации об уточнении порядка отработки ресурсов и сроков службы самолётов Ан-24 всех модификаций, внесённых в Государственный реестр гражданских воздушных судов Российской Федерации, их агрегатов и комплектующих изделий.

Таблица 2

Значения $\omega_0(t)$ изделий системы связного оборудования (*система 023*)

Наименование изделия	Обозначение	2017	2018	2019	2020	2021	2022
Абонентский аппарат	СПУ-7	$1{,}13\cdot10^{-5}$	$4{,}06\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$	$2{,}89\cdot10^{-5}$	$2{,}42\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$
Авиационная гарнитура	ГСШ-А-18	$1{,}13\cdot10^{-5}$	$1{,}24\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$	$1{,}37\cdot10^{-5}$	$1{,}4\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$
УКВ-радиостанция «Баклан-20»							
Приёмопередатчик	ИЖ2.000.075	$4{,}04\cdot10^{-4}$	$4{,}06\cdot10^{-4}$	$3{,}07\cdot10^{-4}$	$2{,}46\cdot10^{-4}$	$4{,}24\cdot10^{-4}$	$1{,}39\cdot10^{-5}$
Пульт дистанционного управления	ПДУ-43, блок 4	$9{,}61\cdot10^{-6}$	$1{,}24\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$	$1{,}44\cdot10^{-5}$	$1{,}4\cdot10^{-5}$	$3{,}97\cdot10^{-5}$
Амортизационная рама	Блок 5	$1{,}92\cdot10^{-5}$	$4{,}06\cdot10^{-5}$	$4{,}39\cdot10^{-5}$	$1{,}37\cdot10^{-5}$	$4{,}84\cdot10^{-5}$	$1{,}98\cdot10^{-5}$
Антенна	АШС-УД	$9{,}61\cdot10^{-6}$	$2{,}03\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$	$1{,}44\cdot10^{-5}$	$1{,}4\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$
Самолётный магнитофон МС-61							
Самолётный магнитофон	МС-61Б	$6{,}73\cdot10^{-4}$	$6{,}70\cdot10^{-4}$	$7{,}24\cdot10^{-4}$	$6{,}93\cdot10^{-4}$	$6{,}29\cdot10^{-4}$	$3{,}17\cdot10^{-4}$
Пульт управления	МС-61	$5{,}76\cdot10^{-5}$	$8{,}13\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$	$1{,}37\cdot10^{-5}$	$2{,}42\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$
КВ-радиостанция «Ядро-1»							
Приёмовозбудитель	Б1-Яр-11-1А	$1{,}13\cdot10^{-5}$	$8{,}13\cdot10^{-5}$	$2{,}19\cdot10^{-5}$	$1{,}37\cdot10^{-5}$	$1{,}4\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$
Усилитель мощности	Б4-Яр1	$7{,}69\cdot10^{-5}$	$6{,}09\cdot10^{-5}$	$1{,}32\cdot10^{-4}$	$1{,}37\cdot10^{-5}$	$1{,}4\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$
Антенно-согласующее устройство	Б5-Яр1	$1{,}13\cdot10^{-5}$	$4{,}06\cdot10^{-5}$	$2{,}19\cdot10^{-5}$	$1{,}37\cdot10^{-5}$	$1{,}4\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$

Средняя наработка на отказ одного комплекта УКВ-радиостанции «Баклан-20» в целом как системы составляет 1564 ч, что соответствует фактическому уровню её надёжности $0{,}639\cdot10^{-3}$, самолётного магнитофона – $T_{ср} = 1756$ ч и $\omega = 0{,}618\cdot10^{-3}$, КВ-радиостанции «Ядро-1» – $T_{ср} = 67230$ ч и $\omega = 0{,}015\cdot10^{-3}$ соответственно, что характеризует отказное состояние любого блока из состава этих систем как причину возникновения особой ситуации не хуже, чем УУП.

Таблица 3

Значения $\omega_0(t)$ изделий системы приборного оборудования (*система 031*)

Наименование изделия	Обозначение	2017	2018	2019	2020	2021	2022
Авиационные часы	АЧС-1М	$9{,}61\cdot10^{-5}$	$4{,}06\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$	$2{,}89\cdot10^{-5}$	$2{,}42\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$

Средняя наработка на отказ часов АЧС-1М составляет 44041 ч и соответствует фактическому уровню надёжности $0{,}032\cdot10^{-3}$, что характеризует отказное состояние любого блока из состава этих систем как причину возникновения особой ситуации не хуже, чем УУП.

Таблица 4

Значения $\omega_0(t)$ изделий системы приборного оборудования (*система 034*)

Наименование изделия	Обозначение	2017	2018	2019	2020	2021	2022
Приёмник полного давления	ППД-1	$3{,}84\cdot10^{-5}$	$1{,}24\cdot10^{-5}$	$2{,}19\cdot10^{-5}$	$1{,}37\cdot10^{-5}$	$1{,}40\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$
Блок контроля кренов	БКК-18	$9{,}61\cdot10^{-5}$	$2{,}64\cdot10^{-4}$	$1{,}54\cdot10^{-4}$	$2{,}60\cdot10^{-4}$	$2{,}90\cdot10^{-4}$	$9{,}92\cdot10^{-5}$
Командно-пилотажный прибор	КППМ	$9{,}61\cdot10^{-6}$	$9{,}61\cdot10^{-6}$	$3{,}05\cdot10^{-5}$	$4{,}39\cdot10^{-5}$	$2{,}89\cdot10^{-5}$	$1{,}21\cdot10^{-5}$
Авиагоризонт	АГБ-3К	$5{,}77\cdot10^{-5}$	$5{,}77\cdot10^{-5}$	$8{,}13\cdot10^{-5}$	$1{,}10\cdot10^{-4}$	$5{,}78\cdot10^{-5}$	$4{,}84\cdot10^{-5}$
Электрический указатель поворота	ЭУП-53К	$1{,}54\cdot10^{-4}$	$1{,}54\cdot10^{-4}$	$2{,}03\cdot10^{-4}$	$1{,}76\cdot10^{-4}$	$5{,}78\cdot10^{-5}$	$1{,}69\cdot10^{-4}$
Комбинированный указатель	КУС-730/1100К	$1{,}92\cdot10^{-5}$	$1{,}35\cdot10^{-5}$	$2{,}19\cdot10^{-5}$	$9{,}63\cdot10^{-6}$	$1{,}40\cdot10^{-5}$	$1{,}98\cdot10^{-5}$
Электронный барометрический высотомер	ВБЭ-СВС	$1{,}92\cdot10^{-5}$	$6{,}09\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$	$2{,}89\cdot10^{-5}$	$7{,}26\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$
Выключатель коррекции	ВК-53РШ	$1{,}92\cdot10^{-5}$	$3{,}39\cdot10^{-5}$	$1{,}46\cdot10^{-5}$	$2{,}89\cdot10^{-5}$	$7{,}26\cdot10^{-5}$	$1{,}32\cdot10^{-5}$
Сигнализатор нарушения питания	СНП-1	$3{,}84\cdot10^{-5}$	$6{,}09\cdot10^{-5}$	$4{,}39\cdot10^{-5}$	$1{,}16\cdot10^{-4}$	$9{,}68\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$
Высотомер	AD-32	$9{,}61\cdot10^{-5}$	$2{,}03\cdot10^{-5}$	$2{,}19\cdot10^{-5}$	$2{,}89\cdot10^{-5}$	$4{,}84\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$
Высотомер	ВД-10К	$1{,}13\cdot10^{-5}$	$4{,}06\cdot10^{-5}$	$2{,}19\cdot10^{-5}$	$8{,}67\cdot10^{-5}$	$9{,}68\cdot10^{-5}$	$1{,}98\cdot10^{-5}$
Гирополукомпас ГПК-52АП							
Гирополукомпас	ГПК-52АП	$2{,}88\cdot10^{-4}$	$3{,}25\cdot10^{-4}$	$1{,}32\cdot10^{-4}$	$3{,}18\cdot10^{-4}$	$1{,}94\cdot10^{-4}$	$1{,}59\cdot10^{-4}$
Пульт управления	ГПК-52ПУ	$9{,}61\cdot10^{-5}$	$1{,}63\cdot10^{-4}$	$8{,}78\cdot10^{-5}$	$1{,}44\cdot10^{-4}$	$1{,}69\cdot10^{-4}$	$2{,}38\cdot10^{-4}$
Гироиндукционный компас ГИК-1							
Усилитель	У-6М	$7{,}69\cdot10^{-5}$	$1{,}42\cdot10^{-4}$	$1{,}10\cdot10^{-4}$	$5{,}78\cdot10^{-5}$	$4{,}84\cdot10^{-5}$	$1{,}98\cdot10^{-5}$
Усилитель	У-8М	$3{,}84\cdot10^{-5}$	$6{,}09\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$	$2{,}89\cdot10^{-5}$	$1{,}40\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$
Гироагрегат	Г-3М	$7{,}69\cdot10^{-5}$	$1{,}02\cdot10^{-4}$	$6{,}58\cdot10^{-5}$	$1{,}44\cdot10^{-4}$	$7{,}26\cdot10^{-5}$	$1{,}19\cdot10^{-4}$
Индукционный датчик	ИД	$3{,}84\cdot10^{-5}$	$1{,}02\cdot10^{-4}$	$4{,}39\cdot10^{-5}$	$1{,}37\cdot10^{-5}$	$1{,}40\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$
Коррекционный механизм	КМ	$1{,}92\cdot10^{-5}$	$2{,}03\cdot10^{-5}$	$6{,}58\cdot10^{-5}$	$1{,}37\cdot10^{-5}$	$2{,}42\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$
Указатель высоты и перепада давления УВИД-30-15							
Указатель высоты и перепада давления	УВИД-30-15	$9{,}61\cdot10^{-5}$	$2{,}64\cdot10^{-4}$	$2{,}19\cdot10^{-4}$	$1{,}73\cdot10^{-4}$	$7{,}26\cdot10^{-5}$	$3{,}97\cdot10^{-5}$
Блок усилителя	БУ-1	$7{,}69\cdot10^{-5}$	$1{,}83\cdot10^{-4}$	$1{,}10\cdot10^{-4}$	$1{,}16\cdot10^{-4}$	$2{,}42\cdot10^{-5}$	$3{,}97\cdot10^{-5}$

Окончание таблицы 4

Наименование изделия	Обозначение	2017	2018	2019	2020	2021	2022
Авиагоризонт АГД-1С							
Указатель горизонта	6У2.511.000-2	$3{,}84\cdot10^{-5}$	$4{,}06\cdot10^{-5}$	$3{,}29\cdot10^{-5}$	$4{,}33\cdot10^{-5}$	$6{,}05\cdot10^{-5}$	$1{,}98\cdot10^{-5}$
Гиродатчик	458МКС	$8{,}65\cdot10^{-5}$	$6{,}09\cdot10^{-5}$	$5{,}48\cdot10^{-5}$	$4{,}33\cdot10^{-5}$	$9{,}68\cdot10^{-5}$	$6{,}94\cdot10^{-5}$
Автомат угла атаки и перегрузок АУАСП-24КР							
Указатель угла атаки и перегрузки	УАП-14КР	$4{,}06\cdot10^{-5}$	$8{,}78\cdot10^{-5}$	$2{,}89\cdot10^{-5}$	$4{,}84\cdot10^{-5}$	$1{,}98\cdot10^{-5}$	$1{,}92\cdot10^{-5}$
Блок коммутации	БК-2Р	$2{,}03\cdot10^{-5}$	$2{,}19\cdot10^{-5}$	$1{,}37\cdot10^{-5}$	$2{,}42\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$	$1{,}92\cdot10^{-5}$
Датчик угла атаки	ДУА-9Р	$2{,}03\cdot10^{-5}$	$2{,}19\cdot10^{-5}$	$2{,}89\cdot10^{-5}$	$1{,}40\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$	$1{,}92\cdot10^{-5}$

Средняя наработка на отказ гирополукомпаса ГПК-52АП в целом как системы составляет 2774 ч, что соответствует фактическому уровню её надёжности $0{,}360\cdot10^{-3}$, авиагоризонта АГД-1С – $T_{ср} = 7856$ ч и $\omega = 0{,}127\cdot10^{-3}$ соответственно, и блока контроля крена БКК-18 – $T_{ср} = 6345$ ч и $\omega = 0{,}194\cdot10^{-3}$, что характеризует отказное состояние любого блока из состава этих систем как причину возникновения особой ситуации не хуже, чем УУП.

Таблица 5

Значения $\omega_0(t)$ изделий оборудования самолётовождения (*система 110*)

Наименование изделия	Обозначение	2017	2018	2019	2020	2021	2022
Приёмопередатчик самолётного дальномера	СД-67	$1{,}13\cdot10^{-5}$	$2{,}03\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$	$5{,}78\cdot10^{-5}$	$2{,}42\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$
Блок преобразования	БПИУ	$5{,}77\cdot10^{-5}$	$1{,}24\cdot10^{-5}$	$6{,}58\cdot10^{-5}$	$1{,}37\cdot10^{-5}$	$7{,}26\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$
Спутниковый навигационный приёмник	TSS	$1{,}92\cdot10^{-5}$	$4{,}06\cdot10^{-5}$	$2{,}19\cdot10^{-5}$	$8{,}67\cdot10^{-5}$	$2{,}42\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$
Многофункциональный индикатор	A-813-0409.5	$2{,}87\cdot10^{-5}$	$3{,}03\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$	$4{,}31\cdot10^{-5}$	$1{,}08\cdot10^{-4}$	$5{,}92\cdot10^{-5}$
Система TAWS	ST-3400	$3{,}84\cdot10^{-5}$	$2{,}03\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$	$2{,}89\cdot10^{-5}$	$1{,}40\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$
Система раннего предупреждения приближения земли	ТТА-12	$3{,}84\cdot10^{-5}$	$4{,}06\cdot10^{-5}$	$2{,}19\cdot10^{-5}$	$2{,}89\cdot10^{-5}$	$1{,}40\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$
Радиовысотомер РВ-5М							
Приёмопередатчик	ПП-5М	$3{,}08\cdot10^{-4}$	$3{,}25\cdot10^{-4}$	$2{,}19\cdot10^{-4}$	$8{,}67\cdot10^{-5}$	$4{,}12\cdot10^{-4}$	$2{,}58\cdot10^{-4}$
Указатель высоты	УВ-5М	$9{,}61\cdot10^{-5}$	$1{,}42\cdot10^{-4}$	$1{,}32\cdot10^{-4}$	$1{,}73\cdot10^{-4}$	$1{,}45\cdot10^{-4}$	$1{,}19\cdot10^{-4}$

Окончание таблицы 5

Наименование изделия	Обозначение	2017	2018	2019	2020	2021	2022
Автоматический радиокомпас АРК-11							
Приёмник радиокомпаса	АРК-11	$2{,}88\cdot10^{-4}$	$4{,}37\cdot10^{-4}$	$3{,}84\cdot10^{-4}$	$3{,}75\cdot10^{-4}$	$3{,}99\cdot10^{-4}$	$1{,}39\cdot10^{-4}$
Пульт управления	ПУ	$9{,}61\cdot10^{-6}$	$1{,}24\cdot10^{-5}$	$2{,}19\cdot10^{-5}$	$1{,}37\cdot10^{-5}$	$1{,}21\cdot10^{-5}$	$3{,}97\cdot10^{-5}$
Блок питания	БП	$1{,}92\cdot10^{-5}$	$1{,}24\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$	$1{,}37\cdot10^{-5}$	$1{,}40\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$
Указатель пилота	УПДБ-2	$1{,}92\cdot10^{-5}$	$1{,}24\cdot10^{-5}$	$2{,}19\cdot10^{-5}$	$1{,}37\cdot10^{-5}$	$1{,}40\cdot10^{-5}$	$3{,}97\cdot10^{-5}$
Указатель штурмана	УШДБ-2	$1{,}13\cdot10^{-5}$	$1{,}24\cdot10^{-5}$	$6{,}58\cdot10^{-5}$	$1{,}37\cdot10^{-5}$	$1{,}40\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$
Блок направленной антенны	БНА АРК-11	$1{,}13\cdot10^{-5}$	$2{,}03\cdot10^{-5}$	$2{,}19\cdot10^{-5}$	$1{,}44\cdot10^{-5}$	$2{,}42\cdot10^{-5}$	$1{,}98\cdot10^{-5}$
Аппаратура посадки «Ось-1»							
Блок встроенного контроля	БВК-69	$1{,}92\cdot10^{-5}$	$6{,}09\cdot10^{-5}$	$2{,}19\cdot10^{-5}$	$8{,}67\cdot10^{-5}$	$4{,}84\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$
Курсовой радиоприёмник	КРП-69	$9{,}61\cdot10^{-5}$	$1{,}22\cdot10^{-4}$	$2{,}63\cdot10^{-4}$	$2{,}89\cdot10^{-4}$	$2{,}42\cdot10^{-4}$	$2{,}18\cdot10^{-4}$
Глиссадный радиоприёмник	ГРП-66	$9{,}61\cdot10^{-5}$	$1{,}83\cdot10^{-4}$	$3{,}07\cdot10^{-4}$	$4{,}33\cdot10^{-4}$	$2{,}18\cdot10^{-4}$	$3{,}37\cdot10^{-4}$
Амортизационная рама системы посадки	А/р «Ось-1»	$3{,}84\cdot10^{-5}$	$2{,}03\cdot10^{-5}$	$2{,}19\cdot10^{-5}$	$2{,}89\cdot10^{-5}$	$2{,}42\cdot10^{-5}$	$1{,}98\cdot10^{-5}$
Навигационно-посадочная аппаратура КУРС-МП-2							
Курсовой радиоприёмник	КРП-200П	$1{,}92\cdot10^{-5}$	$2{,}03\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$	$1{,}37\cdot10^{-5}$	$4{,}84\cdot10^{-5}$	$1{,}98\cdot10^{-5}$
Глиссадный радиоприёмник	ГРП-20ПМ	$1{,}13\cdot10^{-5}$	$4{,}06\cdot10^{-5}$	$2{,}19\cdot10^{-5}$	$1{,}37\cdot10^{-5}$	$2{,}42\cdot10^{-5}$	$1{,}98\cdot10^{-5}$
Устройство навигационно-посадочное	УНП	$1{,}13\cdot10^{-5}$	$1{,}24\cdot10^{-5}$	$6{,}58\cdot10^{-5}$	$1{,}37\cdot10^{-5}$	$2{,}42\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$
РЛС «Гроза-24»							
Антенный блок	ГР-1Б(1Д)	$3{,}84\cdot10^{-5}$	$6{,}09\cdot10^{-5}$	$2{,}19\cdot10^{-5}$	$2{,}89\cdot10^{-5}$	$7{,}26\cdot10^{-5}$	$7{,}93\cdot10^{-5}$
Приёмопередатчик	ГР-2БМ	$3{,}08\cdot10^{-4}$	$1{,}83\cdot10^{-4}$	$3{,}07\cdot10^{-4}$	$3{,}47\cdot10^{-4}$	$4{,}36\cdot10^{-4}$	$1{,}39\cdot10^{-4}$
Индикаторный блок	ГР-4ДВ	$1{,}17\cdot10^{-4}$	$1{,}85\cdot10^{-4}$	$1{,}99\cdot10^{-4}$	$8{,}75\cdot10^{-5}$	$7{,}34\cdot10^{-5}$	$6{,}01\cdot10^{-5}$
Блок стабилизации и управления	ГР7СТ	$3{,}84\cdot10^{-5}$	$1{,}02\cdot10^{-4}$	$4{,}39\cdot10^{-5}$	$5{,}78\cdot10^{-5}$	$1{,}21\cdot10^{-4}$	$3{,}97\cdot10^{-5}$
Блок формирования развёртки	ГР-460	$1{,}13\cdot10^{-5}$	$4{,}06\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$	$2{,}89\cdot10^{-5}$	$4{,}84\cdot10^{-5}$	$1{,}30\cdot10^{-5}$

Средняя наработка на отказ автоматического радиокомпаса АРК-11 в целом как системы составляет 1400 ч, что соответствует фактическому уровню её надёжности $0{,}713 \cdot 10^{-3}$, радиовысотомера РВ-5М – $T_{ср} = 2627$ ч и $\omega = 0{,}381 \cdot 10^{-3}$ соответственно, аппаратуры посадки «Ось-1» – $T_{ср} = 1987$ ч и $\omega = 0{,}503 \cdot 10^{-3}$, что характеризует отказное состояние любого блока из состава этих систем как причину возникновения особой ситуации не хуже, чем УУП.

Таблица 6

Значения $\omega_0(t)$ изделий оборудования опознавания, оповещения и активного ответа – самолётного ответчика СОМ-64 (*система 113*)

Наименование изделия	Обозначение	2017	2018	2019	2020	2021	2022
Приёмопередатчик самолётного ответчика	ПП-01	$6{,}34 \cdot 10^{-4}$	$6{,}50 \cdot 10^{-4}$	$5{,}27 \cdot 10^{-4}$	$4{,}33 \cdot 10^{-4}$	$9{,}68 \cdot 10^{-4}$	$3{,}77 \cdot 10^{-4}$
Шифратор кодов	Ш-01	$1{,}73 \cdot 10^{-4}$	$1{,}42 \cdot 10^{-4}$	$2{,}19 \cdot 10^{-4}$	$2{,}89 \cdot 10^{-5}$	$1{,}45 \cdot 10^{-4}$	$1{,}39 \cdot 10^{-4}$
Пульт управления	ПУ ИКАО-01	$3{,}84 \cdot 10^{-5}$	$2{,}03 \cdot 10^{-5}$	$1{,}30 \cdot 10^{-5}$	$2{,}89 \cdot 10^{-5}$	$4{,}84 \cdot 10^{-5}$	$3{,}97 \cdot 10^{-5}$
Преобразователь высоты	ПВ-01	$1{,}35 \cdot 10^{-4}$	$2{,}44 \cdot 10^{-4}$	$1{,}97 \cdot 10^{-4}$	$2{,}02 \cdot 10^{-4}$	$7{,}26 \cdot 10^{-5}$	$2{,}38 \cdot 10^{-4}$
Блок	СО-63-01М	$1{,}92 \cdot 10^{-5}$	$6{,}09 \cdot 10^{-5}$	$1{,}30 \cdot 10^{-5}$	$1{,}37 \cdot 10^{-5}$	$4{,}84 \cdot 10^{-5}$	$1{,}98 \cdot 10^{-5}$

Средняя наработка на отказ ответчика СОМ-64 в целом как системы составляет 6325 ч, что соответствует фактическому уровню её надёжности $0{,}160 \cdot 10^{-3}$, что характеризует отказное состояние любого блока из состава этой системы как причину возникновения особой ситуации не хуже, чем УУП.

Таблицы показывают, что параметр потока отказов $\omega_0(t)$ остаётся на заданном уровне и не превышает вероятность возникновения 10^{-3}. Кроме того, для каждого конкретного изделия из состава ПНиРЭО и функциональных систем наблюдается тенденция уменьшения количества отказов и, как следствие, повышение уровня надёжности изделий, за исключением аппаратуры посадки Ось-1, где наблюдается рост числа отказов со временем.

По результатам обобщения опыта эксплуатации агрегатов и комплектующих изделий из состава ПНиРЭО за период с 2017 по 2022 год 41,8 % всех отказов и неисправностей зафиксировано в полёте, в большинстве случаев – на эшелоне. На земле отказы происходили в 58,2 % случаев, и большинство из них зафиксировано в процессе проведения оперативного технического обслуживания. Больше всего отказов зафиксировано в системах радиоаппаратуры самолётовождения и пилотажно-навигационного оборудования.

За рассматриваемый период вследствие отказов ПНиРЭО произошло 7 инцидентов, два из которых – из-за срабатывания в полёте сигнализации «Отказ АГ лев», «Отказ АГ прав» и «Отказ АГ резерв» и светосигнализаторов на основных авиагоризонтах АГД-1С по причине отказа блока БКК-18 (в одном случае – несоответствие уровня технических параметров БКК-18 и выключателей коррекции ВК-53РШ). Остальные инциденты связаны с потерей радиосвязи в полёте, причиной которых явились неисправности блоков УКВ-радиостанции «Баклан-20» (неисправность предохранителя УКВ-радиостанции «Баклан-20», скопление влаги в районе ВЧ-разъёма антенны АШС-УД, выход из строя конденсатора в субблоке УНЧ, образование конденсата в приёмопередатчике) и единожды – временное замыкание контактов одной из кнопок или тангет «Радио» членов экипажа.

При отказе систем ПНиРЭО в полёте в пяти случаях принималось решение о продолжении полёта с последующей благополучной посадкой на аэродроме назначения (УУП) и лишь в двух

случаях был прекращён полёт с возвращением ВС на аэродром вылета по причине срабатывания в полёте табло световой сигнализации «Отказ АГ лев», «Отказ АГ прав», «Отказ АГ резерв» и светосигнализаторов на авиагоризонтах АГД-1С (из-за несоответствия уровня технических параметров двух выключателей коррекции ВК-53РШ и блока контроля кренов БКК-18) и потери радиосвязи УКВ-диапазона.

Заключение

Проведённые исследования и обобщение опыта эксплуатации агрегатов и комплектующих изделий ПНиРЭО самолётов Ан-24 всех модификаций показали, что оценка надёжности и отказов функциональных систем бортового оборудования позволяет определить тенденцию изменения уровня надёжности изделий, выявить отклонения от нормальной эксплуатации агрегатов и принять меры при увеличении потока отказов.

Несмотря на рост наработки изделий, техническое состояние агрегатов и комплектующих изделий самолётов Ан-24 остаётся удовлетворительным, увеличения потока отказов и появления новых по характеру отказов и неисправностей отмечено не было. Большинство отказов обнаружено за период с 2017 по 2022 год при выполнении форм регламента. Применение регламента ТО самолётов Ан-24 позволяет проводить безопасную эксплуатацию и сохранять показатели надёжности бортового оборудования на приемлемом уровне.

Для всех рассмотренных систем уровень надёжности изделий остаётся на том же уровне, за исключением аппаратуры посадки «Ось-1», по которой наблюдается увеличение количества отказов. Тем не менее, рекомендуется провести работы по изучению возможности и целесообразности замены магнитофона МС-61Б, УКВ-радиостанции «Баклан-20», самолётного ответчика СОМ-64, радиовысотомера РВ-5М, радиокомпаса АРК-11 и системы посадки «Ось-1» на более перспективные цифровые аналоги с последующим выпуском эксплуатационных бюллетеней.

По результатам проведённых исследований рекомендуется считать возможным продолжить дальнейшую эксплуатацию изделий из состава ПНиРЭО самолётов Ан-24 всех модификаций с ресурсами и сроками службы при условии их индивидуального подтверждения в порядке, предусмотренном бюллетенями № 1530-БЭ-Г и № Ан-24-ГС002-БЭ-Г. Техническое обслуживание ПНиРЭО следует проводить по действующей эксплуатационной документации.

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

Список источников

1. Руководство по лётной эксплуатации самолёта Ан-24 (Ан-24РВ). Москва: Воздушный транспорт, 1995. 532 с.
2. Смирнов Н. Н., Ицкович А. А. Обслуживание и ремонт авиационной техники по состоянию. 2-е изд., перераб. и доп. Москва: Транспорт, 1987. 272 с.
3. Барзилович Е. Ю., Савенков М. В. Статистические методы оценки состояния авиационной техники. Москва: Транспорт, 1987. 237 с.
4. Воробьёв В. Г., Зыль В. П., Кузнецов С. В. Основы теории технической эксплуатации пилотажно-навигационного оборудования. Москва: Транспорт, 1999. 335 с.
5. Отчёт «Обобщение опыта эксплуатации пилотажно-навигационного оборудования самолётов Ан-24 всех модификаций за период 2013-2016 гг. Москва: Филиал «НИИ Аэронавигации» ФГУП ГосНИИ ГА, 2017. 103 с.

References

1. Rukovodstvo po lyotnoj ehkspluatatsii samolyota An-24 (An-24RV). Moscow, Vozdushnyj transport Publ., 1995, 532 p. (In Russ.)

2. Smirnov N. N., Itskovich A. A. *Obsluzhivanie i remont aviatsionnoj tekhniki po sostoyaniyu [Condition-based maintenance and repair of aircraft]*. 2nd edition, revised and enlarged. Moscow, Transport Publ., 1987. 272 p. (In Russ.)

3. Barzilovich E. Yu., Savenkov M. V. *Statisticheskie metody otsenki sostoyaniya aviatsionnoj tekhniki [Statistical methods for assessing the aircraft condition]*. Moscow, Transport Publ., 1987, 237 p. (In Russ.)

4. Vorobyov V. G., Zyl V. P., Kuznetsov S. V. *Osnovy teorii tekhnicheskoj ehkspluatatsii pilotazhno-navigatsionnogo oborudovaniya [Fundamentals of the theory of technical operation of flight control equipment]*. Moscow, Transport Publ., 1999, 335 p. (In Russ.)

5. Otchyot "Obobshchenie opyta ehkspluatatsii pilotazhno-navigatsionnogo oborudovaniya samolyotov An-24 vsekh modifikatsij za period 2013-2016". Moscow, Filial "NII Aehronavigatsii" FGUP GosNII GA, 2017, 103 p. (In Russ.)

Информация об авторах

Селиванов Алексей Юрьевич, ведущий инженер по лётным испытаниям воздушных судов, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, aselivanov@gosniiga.ru

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

Authors information

Selivanov Aleksey Yu., Lead Engineer of Aircraft flight testing, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, aselivanov@gosniiga.ru

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

Статья поступила в редакцию 01.08.2023; одобрена после рецензирования 28.09.2023; принята к публикации 05.10.2023.
The article was submitted 01.08.2023; approved after reviewing 28.09.2023; accepted for publication 05.10.2023.

Научная статья
УДК 629.735.072.08

ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ ИМИТАТОРОВ МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ИНДИКАТОРОВ САМОЛЁТА Л-410УВП-Е20 В ПРОЦЕССЕ ОБУЧЕНИЯ КУРСАНТОВ-ЛЁТЧИКОВ

А. С. КНЯЗЕВ, А. В. КАРТАШОВ, А. А. КАРТАШОВА

Краснодарское высшее военное авиационное училище лётчиков, Краснодар, Россия

Аннотация. Кабины современных воздушных судов (ВС) оснащены многофункциональными индикаторами (МФИ), которые используются не только для отображения информации, но и для ввода данных, а также для проверки исправности бортовых систем и комплексов на земле перед вылетом и в полёте. В статье рассматривается вопрос повышения наглядности и эффективности обучения курсантов-лётчиков путём использования в учебном процессе имитатора МФИ, позволяющего выработать первичные практические навыки по работе с комплексом бортового оборудования. Обоснована актуальность использования имитаторов МФИ на учебных занятиях. Описаны выбор программного обеспечения для разработки программной части имитатора, порядок использования имитаторов МФИ в учебном процессе. Авторами разработано программное обеспечение, имитирующее работу МФИ самолёта Л-410УВП-Е20. Представлен опыт использования имитатора МФИ совместно с авиасимулятором для вывода данных на индикацию. Описана возможность имитации признаков отказов в соответствии с руководством по лётной эксплуатации (РЛЭ) ВС. Показаны перспективы использования имитаторов МФИ в процессе подготовки лётчиков.

Ключевые слова: интерактивное средство обучения, тренажёрный имитатор, имитатор многофункционального индикатора, многофункциональный индикатор, подготовка лётчиков, авиасимулятор, эксплуатация авиационной техники

Для цитирования: Князев А. С., Карташов А. В., Карташова А. А. Перспективы применения имитаторов многофункциональных индикаторов самолёта Л-410УВП-Е20 в процессе обучения курсантов-лётчиков // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 44. С. 50–59.

PROSPECTS FOR THE USE OF MULTIFUNCTIONAL INDICATOR SIMULATORS FOR L-410UVP-E20 AIRCRAFT IN THE TRAINING OF CADETS-PILOTS

A. S. KNYAZEV, A. V. KARTASHOV, A. A. KARTASHOVA

Krasnodar Hight Military Flight School, Krasnodar, Russia

Abstract. The cabins of modern aircraft are equipped with multifunctional indicators (MFI), which are used not only to display information, but also to enter data, as well as to check the serviceability of on-board systems and complexes on the ground before departure and in flight. The article deals with the issue of increasing the visibility and effectiveness of training cadets-pilots by using an MFI simulator in the educational process of the university, which allows them to develop primary practical skills for working with a complex of on-board equipment. The relevance of using imitators of MFIs in training sessions is substantiated. The choice of software for

© А. С. КНЯЗЕВ, А. В. КАРТАШОВ, А. А. КАРТАШОВА, 2023

the development of the software part of the simulator is described, the procedure for using imitators of the MFI in the educational process is described. The authors have developed software that simulates the operation of the MFI of the L-410UVP-E20 aircraft. The experience of using an MFI simulator in conjunction with a flight simulator to display data is presented. The possibility of simulating failure signs in accordance with the aircraft Flight operation Manual is described. The prospects of using MFI simulators in the process of training pilots are shown.

Keywords: interactive learning tool, training simulator, multifunctional indicator simulator, multifunctional indicator, pilot training, flight simulator, operation of aviation equipment

For citation: Knyazev A. S., Kartashov A. V., Kartashova A. A. Prospects for the use of multifunctional indicator simulators for L-410UVP-E20 aircraft in the training of cadets-pilots, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 44, pp. 50–59. (In Russ.)

Введение

Опыт освоения учебной программы обучающимися авиационных вузов показывает, что для понимания при эксплуатации авиационной техники принципов работы агрегатов и систем необходим постоянный контакт с ВС – физический или визуальный. В некоторых случаях обучение становится крайне затруднительным или неэффективным, пока описываемые агрегаты и системы не будут продемонстрированы в работе. Для обучения будущих лётчиков следует предоставлять им возможность изучать агрегаты авиационной техники, в первую очередь – элементы кабины и органы управления. Для подготовки курсантов-лётчиков на учебных занятиях традиционно используются приборы и указатели, демонтированные со списанных экземпляров ВС. Однако кабины современных самолётов значительно отличаются от своих предшественников, в частности, оснащаются цветными жидкокристаллическими индикаторами.

В кабине пилотов самолёта Л-410УВП-Е20 информационное поле построено на МФИ, что требует обучать курсантов работе с ними. МФИ используются не только в качестве индикаторов для отображения информации, но и в качестве пультов управления для ввода исходных данных во время предполётной подготовки, а также в качестве пультов проверки исправности бортовых систем и комплексов. Наилучшим способом обучения работе с МФИ является проведение занятий на реальной технике, однако в случае с их современными типами использовать списанные ВС крайне затруднительно. Альтернативным вариантом является использование авиационных тренажёров, но они дороги по стоимости и требуют квалифицированного обслуживания, а для их размещения требуется отдельная площадь в специально оборудованных помещениях с установками электропитания и (или) гидропитания.

При отсутствии или невозможности использования дорогостоящих средств обучения при изучении современных типов ВС в условиях аудиторного обучения требуются новые решения.

Постановка задачи исследования

На учебных занятиях обычно используются агрегаты с реальных ВС, но МФИ, снятые с самолёта, не могут функционировать без дополнительного оборудования, такого как специализированный источник питания, вычислитель, преобразователь сигналов (рис. 1). Кроме того, необходимое оборудование является дорогостоящим и имеет ограниченный ресурс, в связи с чем его использование в учебных целях нецелесообразно по экономическим соображениям. Списанных экземпляров самолётов Л-410УВП-Е20 на сегодняшний день нет. При отсутствии возможности обучения на реальной технике первоначальное изучение информационно-управляющего поля кабины осуществляется с помощью учебных пособий, плакатов, презентаций, видеоматериалов. В связи с этим актуальным является создание средств обучения курсантов-лётчиков для изучения современных типов ВС, кабины которых оснащены МФИ [1].

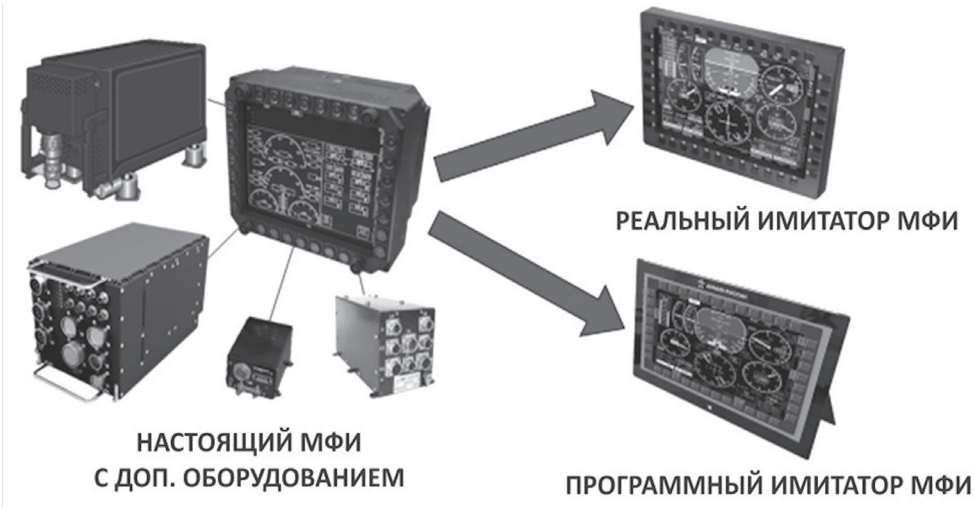


Рис. 1. Имитаторы МФИ и настоящий МФИ с дополнительным оборудованием

Вместо реальных блоков и агрегатов целесообразно использовать на учебных занятиях имитаторы МФИ. Для этого возможно разработать программу для персонального компьютера (ПК), отображающую информационные кадры так же, как на настоящем ВС. Есть два способа использования такой программы: 1) применение реального имитатора, оснащённого действующими кнопками и имеющего внешний вид настоящего МФИ, который подключается к ПК; 2) эмуляция МФИ на ПК (ноутбуке, планшете, системном блоке с монитором), при этом кнопки отображаются на экране и могут нажиматься курсором мыши или пальцем на сенсорном экране.

Разработка имитаторов МФИ

Авторами были разработаны оба типа имитаторов МФИ самолёта Л-410УВП-Е20. Состав реального имитатора МФИ представлен на рис. 2.

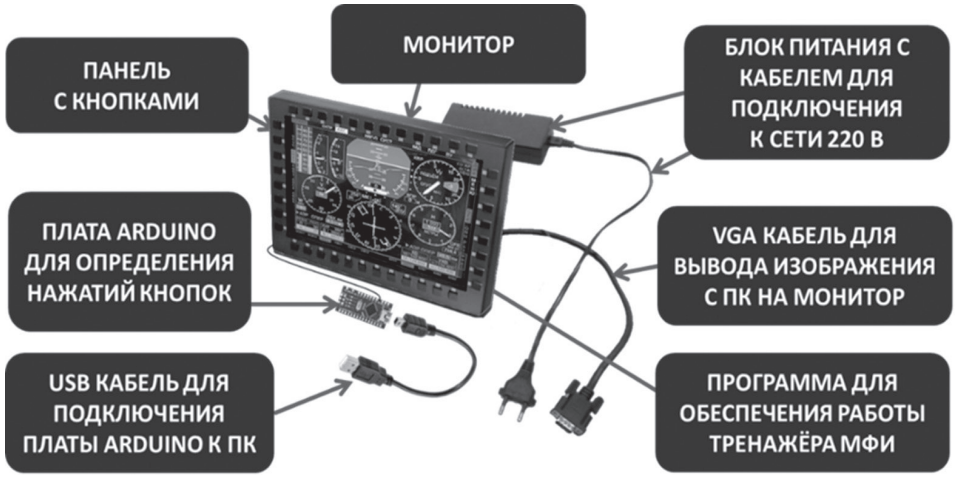


Рис. 2. Состав разработанного реального имитатора МФИ

Он представляет собой монитор с расположенными вокруг дисплея действующими кнопками, которые подсоединены к плате Ардуино, подключаемой к ПК. Питание монитора осуществляется от сети 220 В через блок питания на 12 В. Плата Ардуино получает питание от ПК. Взаимодействие кнопок и информационных кадров на мониторе осуществляется через ПК.

Нажатие кнопок считывается платой Ардуино и передаётся на ПК, где эти данные могут быть получены и обработаны.

Авторами настоящей статьи разработаны программы, имитирующие работу МФИ самолёта Л-410УВП-Е20 в двух вариантах – со статической и динамической индикацией. Программа со статической индикацией содержит набор информационных кадров в виде изображений формата «jpeg», которые отображаются при нажатии соответствующих кнопок. Значения отображаемых параметров при этом не изменяются, стрелки не отклоняются. Использование такой программы исключает привитие ошибочных навыков и знаний, так как все изображения информационных кадров взяты из РЛЭ самолёта Л-410УВП-Е20 без изменений. Программа со статической индикацией используется для изучения общего состава информационных кадров, она исключает появление ошибок при использовании, но имеет меньше функций для достижения отдельных целей обучения. Программа со статической индикацией реализована авторами в программной оболочке Macromedia Flash и может применяться в учебном процессе как в виде самостоятельной флэш-программы, так и в виде флэш-объекта, интегрированного в электронное учебное пособие (рис. 3) [2]. Это позволяет использовать разработанную программу непосредственно на ПК, а также удалённо через электронную библиотеку, в том числе при дистанционном обучении. На разработанную программу авторами получено свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ [3].

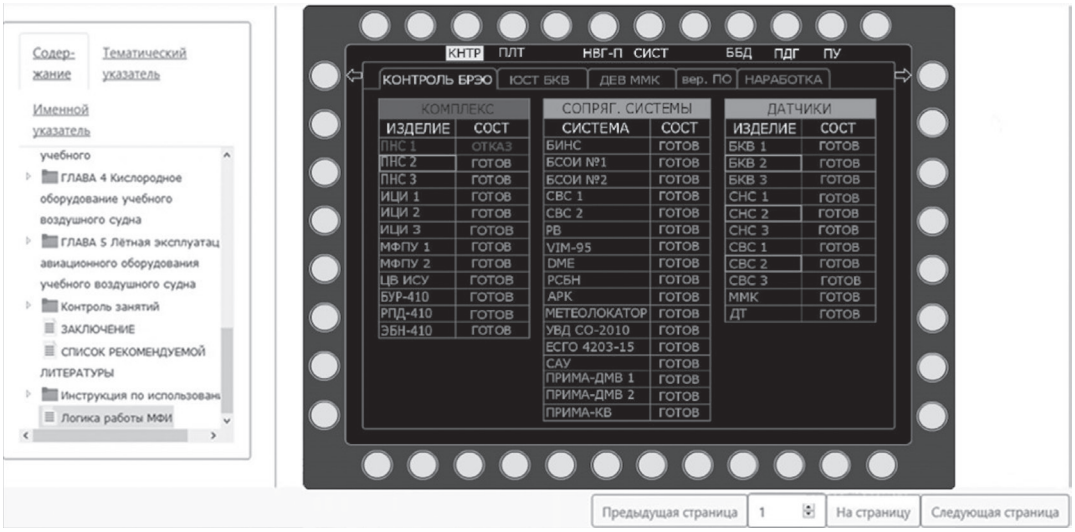


Рис. 3. Флэш-программа для изучения МФИ самолёта Л-410УВП-Е20 в составе электронного учебного пособия

В другой программе, разработанной авторами, информационные кадры содержат динамически изменяющуюся индикацию. Для этого, исходя из представленной в РЛЭ самолёта Л-410УВП-Е20 информации, все элементы индикации (индикаторы, шкалы, стрелки, индексы) были отрисованы авторами «с нуля» с использованием программных средств. Для разработки такого варианта программы авторами было использовано отечественное программное обеспечение SimInTech[1], которое уже широко используется отечественными организациями и вузами. С его помощью был реализован человеко-машинный интерфейс, заложенный в работу МФИ. Разработанная программа может использоваться на ПК с операционными системами Windows или Linux. Работа с ней позволяет в интерактивном режиме дать обучающимся первичные знания и навыки по работе с МФИ. Программа выполнена в соответствии с РЛЭ самолёта Л-410УВП-Е20 в части, касающейся работы с МФИ при подготовке кабины перед полётом. Информационные

[1] Среда динамического моделирования SimInTech, https://simintech.ru/

кадры разработаны в виде отдельных субмоделей (рис. 4), а также реализован необходимый функционал на каждом из этих кадров (выбор пунктов меню, ввод данных, ввод частот радиостанций, выбор каналов связи).

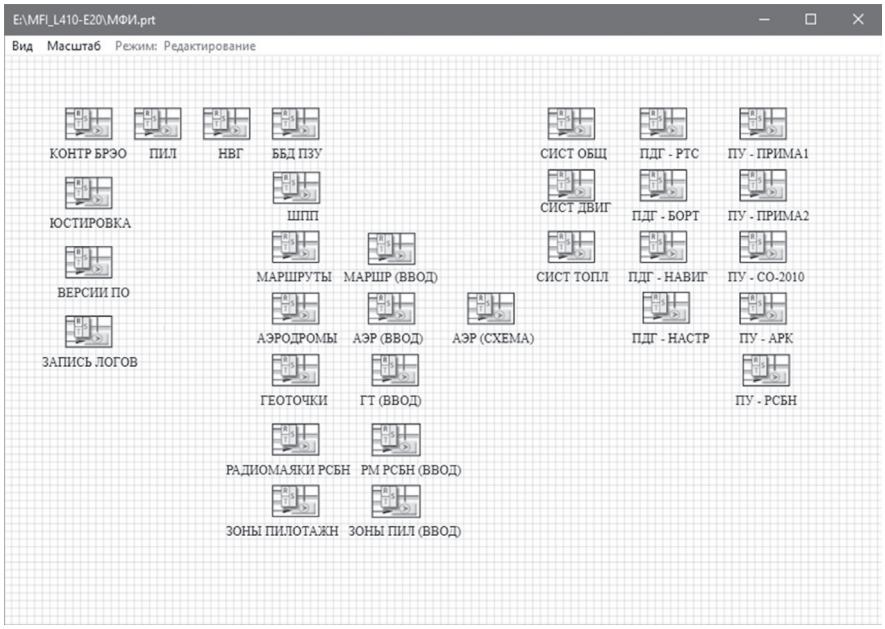


Рис. 4. Субмодели, содержащие информационные кадры МФИ

При открытии одной из субмоделей отображается её содержимое в виде отдельного информационного кадра. Каждый информационный кадр из РЛЭ самолёта Л-410УВП-Е20 при разработке соответствующей ему субмодели был использован как фон, поверх которого в графическом редакторе были отрисованы все неподвижные элементы, включая шкалы индикаторов. После этого исходный фон был удалён, а созданный слой со шкалами и рамками стал статической основой кадра. Помимо этого, субмодель каждого кадра содержит динамически изменяющиеся элементы (текстовые или цифровые метки, стрелки, индексы), положение которых зависит от значения отображаемого параметра.

В программе создана база данных всех сигналов (параметров) (рис. 5), значения которых отображаются в соответствующих элементах субмоделей информационных кадров.

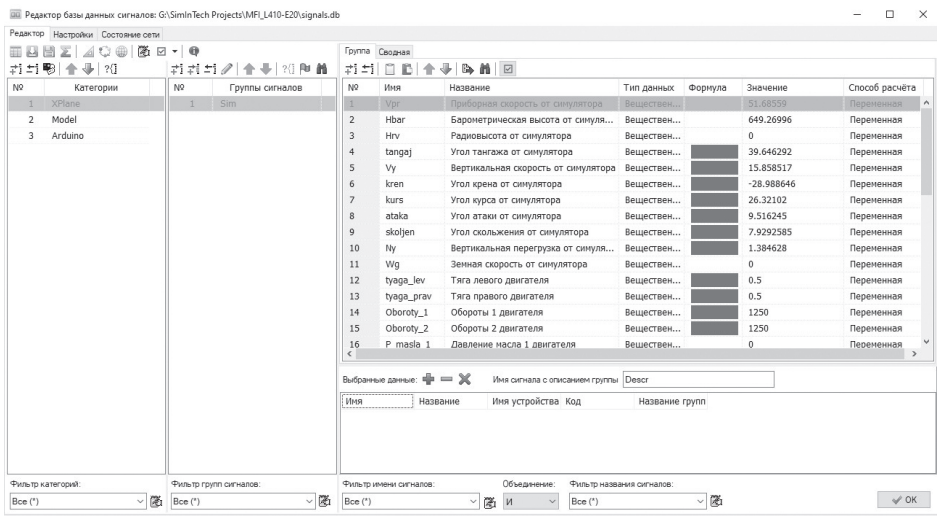


Рис. 5. База данных сигналов разработанной программы

Значения любого сигнала могут изменяться вручную с помощью элементов управления (ползунков, кнопок, переключателей) (рис. 6), например, для имитации изменения режима работы системы или ввода отказа.

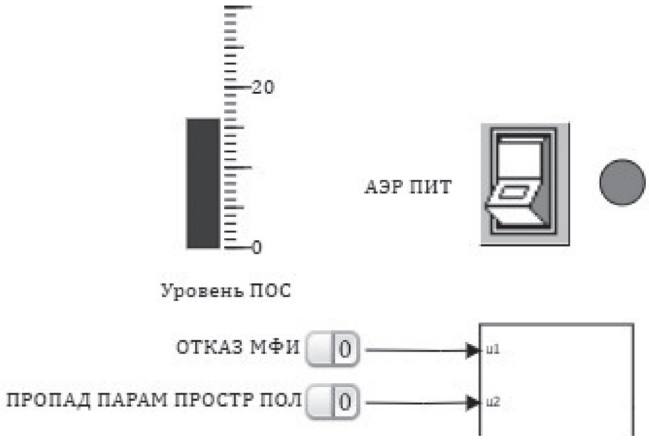


Рис. 6. Органы управления режимами индикации в разработанной программе

Кроме того, в программе реализована возможность получения данных о динамике полёта от авиасимуляторов X-Plane и FlightGear (рис. 7) [4–10]. Для примера на рис. 7 представлена разработанная авторами программы субмодель, позволяющая принимать данные по протоколу UDP в соответствии с руководством пользователя авиасимулятора X-Plane (рис. 8).

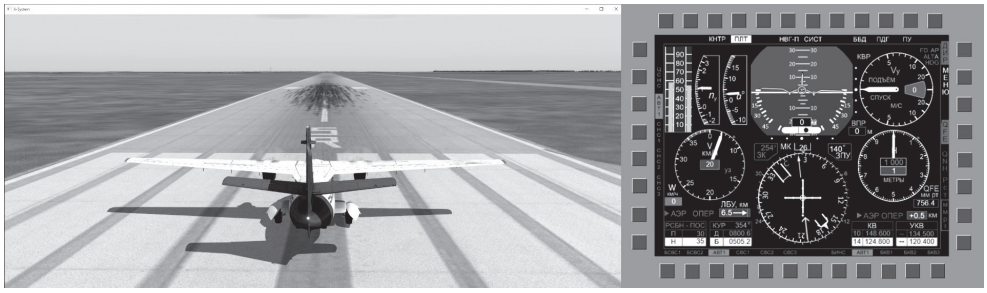


Рис. 7. Взаимодействие имитатора МФИ самолёта Л-410УВП-Е20 с авиасимулятором X-Plane

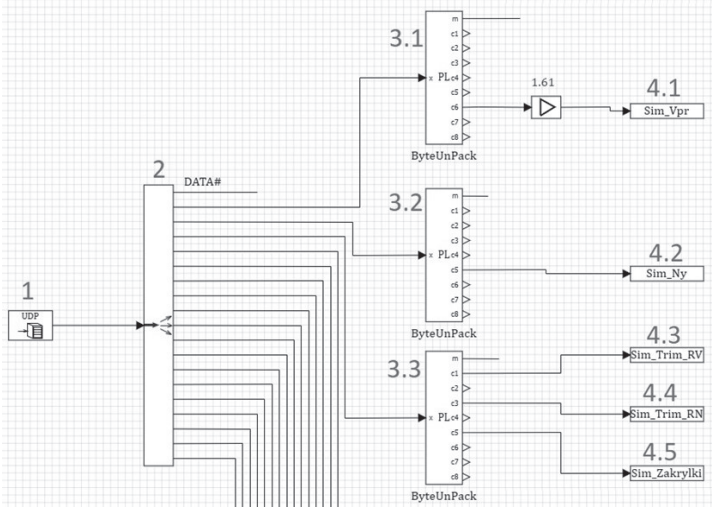


Рис. 8. Схема приёма сигналов от авиасимулятора X-Plane и передачи значений в базу данных сигналов

На рис. 8 в схеме приёма сигналов задействованы следующие блоки:

1 – сервер UDP для передачи данных по протоколу UDP на локальный или сетевой компьютер. Он должен быть настроен на тот же IP-адрес и номер UDP-порта, на который настроена передача данных в авиасимуляторе X-Plane;

2 – демультиплексор для разделения принимаемой информации на пакеты данных, каждый из которых содержит свой набор параметров (номер пакета и 8 параметров);

3 – блоки ByteUnPack (3.1, 3.2, 3.3) для извлечения значений всех параметров из поступающего на вход пакета данных. Все блоки ByteUnPack одинаковы;

4 – блоки записи в базу данных сигналов (4.1–4.5) для присвоения переменным из базы данных сигналов принятых от авиасимулятора значений – приборной скорости (Sim_Vpr), вертикальной перегрузки (Sim_Ny) и т. п., используемых в программе в виде показаний индикаторов на информационных кадрах.

Применение разработок в учебном процессе

Весь процесс обучения можно разделить на три основных этапа: теоретическое обучение, практическое обучение и подготовка на реальном ВС. Каждый из этапов имеет свои цели, достигаемые с применением различных средств обучения. На этапе теоретического обучения изучаются все приборы и органы управления в кабине. При этом на начальном этапе для формирования общего представления об изучаемом объекте достаточно плакатов и презентаций.

Однако на практических занятиях обучающимся необходимо прививать первичные навыки по работе с органами управления, индикаторами, агрегатами и системами. При этом использование плакатов и презентаций уже не позволяет достичь целей обучения, а использование комплексного тренажёра нецелесообразно из-за того, что это очень дорого, а в рассматриваемом случае в настоящее время невозможно из-за его отсутствия на факультете базовой подготовки в г. Краснодар. В связи с этим целесообразно проводить теоретическое обучение и практические занятия на более простых и дешёвых имитаторах или тренажёрах. Их проще освоить и они дают возможность осуществить переход от теоретических знаний к практическим действиям.

При применении имитатора МФИ самолёта Л-410УВП-Е20 на учебных занятиях преподаватель может отобразить окно программы на большом экране, благодаря чему все обучающиеся одновременно могут видеть информационные кадры и запоминать последовательность работы с ними. После просмотра обучающиеся, держа в руках имитатор МФИ (реальный или программный), могут выполнить необходимые действия и закрепить полученные умения путём самостоятельных повторений.

Выработка практических навыков происходит при самостоятельной работе обучающихся с имитаторами МФИ. Достоинством разработанных имитаторов является их интерактивность, то есть возможность взаимодействия человека и машины (программы). Для переключения между кадрами и входа в различные меню используется кнопочное обрамление, соответствующее МФИ самолёта Л-410УВП-Е20. На реальном имитаторе МФИ это настоящие кнопки, подключённые к ПК через плату Ардуино, а в программном – отрисованные кнопки, которые можно нажимать курсором мыши (на сенсорных планшетах – пальцем или стилусом). Индивидуальное применение обучающимися имитаторов МФИ позволяет при проведении практических занятий в учебной аудитории сформировать у них первичный практический опыт по работе с меню индикаторов.

Для учебного процесса целесообразно применение разработанного имитатора МФИ самолёта Л-410УВП-Е20 при изучении: структуры и содержания каждого информационного кадра; порядка переключения между информационными кадрами, а также для контроля значений параметров полёта и исправности бортовых систем; индикации при штатной (исправной) работе бортовых систем; признаков отказов в особых случаях в полёте.

Для имитации признаков особых случаев в полёте были воспроизведены соответствующие признаки некоторых отказов согласно разделу РЛЭ самолёта Л-410УВП-Е20 «Действия в особых случаях в полёте». Включение таких режимов будет производиться инструктором-преподавателем в отдельной субмодели «Имитация отказов» (рис. 6). Эта субмодель является наиболее ответственной частью программы, которая помогает сформировать представление у обучающихся о признаках особых случаев в полёте, что непосредственно влияет на безопасность полётов. Каждый отказ требует детальной проработки и уточнения соответствия всех признаков с реальным объектом, поэтому на текущий момент времени эта субмодель находится в разработке и в учебном процессе пока не применяется, но имеет большие перспективы и возможности по достижению некоторых целей обучения. В тестовом режиме для демонстрации возможностей программы реализованы признаки нескольких отказов (например, «отказ МФИ» – погасание монитора (отображение чёрного прямоугольника на весь экран), «пропадание информации о пространственном положении ВС» – снятие с индикации силуэта самолёта и шкал крена и тангажа на командно-пилотажном индикаторе).

Учитывая полноту и достоверность информационных кадров в разработанном имитаторе МФИ, предлагается применять его при изучении порядка ввода данных при выполнении предполётной подготовки. Это поможет в дальнейшем ускорить выполнение предполётных процедур и снизить количество ошибочных действий.

У авторов настоящей статьи имеется положительный опыт при применении аналогичных разработок в процессе изучения учебного самолёта ДА-42Т [1, 11]. В случае с ДА-42Т можно отметить сокращение в продолжительности статической подготовки на макете кабины тренажёра после проведения предварительного обучения с применением разработанных средств. В случае с самолётом Л-410УВП-Е20 из-за отсутствия тренажёра такое же улучшение в формировании профессиональных компетенций по эксплуатации авиационной техники пока не подтверждено, однако, по отзывам курсантов, прошедших тренажную подготовку и лётную практику на базе факультета дальней и военно-транспортной авиации, разработанные средства обучения позволили предварительно сформировать понимание и первичные навыки по работе с МФИ, что показывает актуальность и перспективность работы в данном направлении.

Разработанные программные имитаторы МФИ самолётов ДА-42Т и Л-410УВП-Е20 могут применяться в любом авиационном вузе на различных специальных учебных дисциплинах (авиационное и радиоэлектронное оборудование, конструкция ВС; теория авиационных двигателей, конструкция и лётная эксплуатация силовых установок, воздушная навигация, аэродинамика и динамика полёта, тренажная подготовка), способствуя начальному формированию профессиональных компетенций по эксплуатации авиационной техники, чего невозможно достичь, используя только плакаты и презентации. Кроме того, распространение опыта использования подобных средств обучения специалистов по лётной эксплуатации ВС между различными авиационными вузами может способствовать повышению наглядности проведения занятий и качества усвоения учебного материала.

Заключение

Вопросы изучения информационного поля кабины самолёта Л-410УВП-Е20, как современного учебного ВС, решаются применением имитаторов МФИ. Применение имитаторов МФИ обеспечивает наглядное представление учебного материала по работе с информационным полем кабины самолёта Л-410УВП-Е20 и позволяет сформировать у обучающихся первичные знания и практические навыки по работе с МФИ при отсутствии возможности обучения на комплексном тренажёре кабины ВС. Имитаторы МФИ являются индивидуальным средством обучения, просты в освоении, могут использоваться как в учебной аудитории, так и при дистанционном обучении.

Полученные результаты рекомендуется распространить среди кафедр Краснодарского высшего военного авиационного училища лётчиков и других авиационных вузов для совершенствования учебного процесса изучения МФИ самолёта Л-410УВП-Е20.

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

Список источников

1. Князев А. С. Особенности применения тренажёрных имитаторов многофункциональных индикаторов в процессе обучения личного состава // Труды МАИ. 2023. № 128. С. 1–29. https://doi.org/ 10.34759/trd-2023-128-23

2. Вставка различных элементов в электронную книгу с помощью SunRav BookEditor [Электронный ресурс]. URL: https://www.youtube.com/watch?v=ytKwYxRoxbE (дата обращения: 12.05.2023).

3. Программное обеспечение для отображения мнемокадров центральной информационной системы самолёта Л410-УВП-Е20 в статическом режиме индикации: программа для ЭВМ № RU 2023663871 / А.С. Князев, А. Ю. Попов // Программы для ЭВМ. Базы данных. ТИПС. 2023. № 7.

4. Козин Н. А., Епанчин М. И., Кахановский Д. В. Авиационный симулятор как достойная альтернатива тренажной подготовки лётного состава // Сборник научных статей VII Международной научно-практической конференции «Научные чтения им. проф. Н. Е. Жуковского». Краснодар: КВВАУЛ. «Издательский Дом – Юг», 2016. С. 41–45.

5. Настройка совместной работы SimInTech и X-Plane [Электронный ресурс]. URL: https://help.simintech.ru/index.html#priemy_raboty/nastroika_sovmestnoi_raboty_SimInTech_i_X-Plane.html (дата обращения: 12.05.2023).

6. Науменко А. А., Князев А. С. Использование авиасимуляторов в учебном процессе авиационного вуза // Вестник Армавирского государственного педагогического университета. 2021. № 4. С. 64–72.

7. Cameron B., Rajaee H., Jung B., Langlois R. G. Development and implementation of cost-effective flight simulator technologies. *International Conference of Control, Dynamic Systems, and Robotics*, 2016, pp. 1–8. https://doi.org/10.11159/cdsr16.126

8. Lombardo C., Miller I. and Wallace J. Studying the interaction of UAS and human pilots using the X-Plane flight simulator, *International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, 2016, pp. 557–561. https://doi.org/10.1109/ICUAS.2016.7502545

9. Nowakowski H., Makarewicz J. Flight simulation devices in pilot air training, *Scientific Journal of Silesian University of Technology. Series Transport*, 2018, vol. 98, pp. 111–118. https://doi.org/10.20858/sjsutst.2018.98.11

10. Ruiz S., Aguado C., Moreno R. Educatonal Simulaton in practice: A teaching experience using a flight simulator, *Journal of Technology and Science Educaton*, 2014, vol. 4, no. 3, pp. 181–200. http://dx.doi.org/10.3926/jotse.129

11. Князев А. С., Антоненко А. С., Лоптев М. А., Жданов Е. М. Использование программы имитации работы центральной информационной системы самолёта ДА-42Т в учебном процессе вуза // Научный вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25. № 3. С. 61–72. https://doi.org/10.26467/2079-0619-2022-25-3-61-72

References

1. Knyazev A. S. Osobennosti primeneniya trenazhyornykh imitatorov mnogofunktsional`nykh indikatorov v protsesse obucheniya lichnogo sostava. *Trudy MAI*, 2023, no. 128, pp. 1–29. (In Russ.) https://doi.org/10.34759/trd-2023-128-23

2. Vstavka razlichnyh jelementov v jelektronnuju knigu s pomoshh'ju SunRav BookEditor, available at: https://www.youtube.com/watch?v=ytKwYxRoxbE (accessed: 12.05.2023).

3. Knyazev A. S., Popov A. Yu. Computer Program no. RU 2023663871, *Computer programs, databases, TIC*, no. 7 (2023).

4. Kozin N. A., Epanchin M. I., Kakhanovskij D. V. Aviatsionnyj simulyator kak dostojnaya al`ternativa trenazhnoj podgotovki lyotnogo sostava, *Materials of VII International Scientific and Practical Conference "Nauchnye chteniya im. prof. N. E. Zhukovskogo"*, 2016, Krasnodar, Publishing House – South, pp. 41–45. (In Russ.)

5. Nastrojka sovmestnoj raboty SimInTech i X-Plane, available at: https://help.simintech.ru/index.html#priemy_raboty/nastroika_sovmestnoi_raboty_SimInTech_i_X-Plane.html (accessed: 12.05.2023). (In Russ.)

6. Naumenko A. A., Knyazev A. S. Ispol`zovanie aviasimulyatorov v uchebnom protsesse aviatsionnogo vuza, *Vestnik armavirskogo gosudarstvennogo pedagogicheskogo universiteta*, 2021, no. 4, pp. 64–72. (In Russ.)

7. Cameron B., Rajaee H., Jung B., Langlois R. G. Development and implementation of cost-effective flight simulator technologies. *International Conference of Control, Dynamic Systems, and Robotics*, 2016, pp. 1–8. https://doi.org/10.11159/cdsr16.126

8. Lombardo C., Miller I. and Wallace J. Studying the interaction of UAS and human pilots using the X-Plane flight simulator, *International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, 2016, pp. 557–561. https://doi.org/10.1109/ICUAS.2016.7502545

9. Nowakowski H., Makarewicz J. Flight simulation devices in pilot air training, *Scientific Journal of Silesian University of Technology. Series Transport*, 2018, vol. 98, pp. 111–118. https://doi.org/10.20858/sjsutst.2018.98.11

10. Ruiz S., Aguado C., Moreno R. Educatonal Simulaton in practice: A teaching experience using a flight simulator, *Journal of Technology and Science Educaton*, 2014, vol. 4, no. 3, pp. 181–200. https://dx.doi.org/10.3926/jotse.129

11. Knyazev A. S., Antonenko A. S., Loptev M. A., Zhdanov E. M. Using the simulation program of the DA-42T aircraft central data system operation in the educational process of the university, *Civil Aviation High Technologies*, 2022, vol. 25, no. 3, pp. 61–72. (In Russ.) https://doi.org/10.26467/2079-0619-2022-25-3-61-72

Информация об авторах

Князев Алексей Сергеевич, кандидат технических наук, старший преподаватель кафедры, Краснодарское высшее военное авиационное училище лётчиков, Краснодар, Россия, knyazev.aleksei.87@yandex.ru

Карташов Андрей Вадимович, курсант, Краснодарское высшее военное авиационное училище лётчиков, Краснодар, Россия, moscviy@gmail.com

Карташова Анастасия Андреевна, курсант, Краснодарское высшее военное авиационное училище лётчиков, Краснодар, Россия, ter2463@mail.ru

Authors information

Knyazev Alexey S., Candidate of Sciences (Engineering), Senior Lecturer, Krasnodar Hight Military Flight School, Krasnodar, Russia, knyazev.aleksei.87@yandex.ru

Kartashov Andrey V., Cadet, Krasnodar Hight Military Flight School, Krasnodar, Russia, moscviy@gmail.com

Kartashova Anastasia A., Cadet, Krasnodar Hight Military Flight School, Krasnodar, Russia, ter2463@mail.ru

Статья поступила в редакцию 22.06.2023; одобрена после рецензирования 14.09.2023; принята к публикации 22.09.2023.
The article was submitted 22.06.2023; approved after reviewing 14.09.2023; accepted for publication 22.09.2023.

Научная статья
УДК 629.735.33.016:629.735.073

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ВЗЛЁТНО-ПОСАДОЧНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЁТА RRJ-95B/LR НА ПЕРСПЕКТИВЫ РАСШИРЕНИЯ ЕГО ЭКСПЛУАТАЦИИ В ДАЛЬНЕВОСТОЧНОМ РЕГИОНЕ

В. П. ГОРБУНОВ[1], А. М. СТРУЧКОВА[2, 3]

[1] Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия
[2] Северо-Восточный федеральный университет им. М. К. Аммосова, Якутск, Россия
[3] Авиакомпания «Якутия», Якутск, Россия

Аннотация. В статье представлено исследование влияния взлётно-посадочных характеристик воздушного судна (ВС) RRJ-95 на обеспечение его безопасной эксплуатации на маршрутной сети Дальнего Востока и Крайнего Севера. Данная сеть характеризуется большими расстояниями между основными аэропортами и меньшим, чем в западной части страны, количеством запасных аэродромов, их взаимной удалённостью, метеорологическими минимумами. Рассмотрен вопрос расширения данной маршрутной сети за счёт возможного допуска к полётам RRJ-95 на аэродромы с длинами полос менее 2000 м. Критически важным является сочетание меньшей располагаемой длины взлётно-посадочной полосы (ВПП) с некоторыми конструктивными особенностями систем RRJ-95. Показано, что при критических отказах на схеме захода на посадку или при подлёте к аэродрому назначения будет отсутствовать возможность ухода на запасной аэродром ввиду недостаточного количества топлива для полёта в аварийной конфигурации ВС. Проведены расчёты взлётно-посадочных дистанций для нескольких ситуаций критических отказов. Рассмотрены некоторые конструктивные особенности и взлётно-посадочные характеристики вновь создаваемой модификации RRJ-95 – SJ100 NEW с отечественным двигателем ПД-8, реверсом тяги, колёсами и тормозными устройствами отечественного производства.

Ключевые слова: дальневосточная аэродромная сеть, авиатранспортная доступность, самолёт RRJ-95, взлётно-посадочные полосы, посадочные дистанции, безопасность полётов, запасные аэродромы, техническая эффективность ВС, эксплуатация авиационной техники

Для цитирования: Горбунов В. П., Стручкова А. М. Исследование влияния взлётно-посадочных характеристик самолёта RRJ-95B/LR на перспективы расширения его эксплуатации в дальневосточном регионе // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 44. С. 60–70.

INVESTIGATION OF THE IMPACT OF THE TAKE-OFF AND LANDING CHARACTERISTICS OF THE RRJ-95B/LR AIRCRAFT ON THE PROSPECTS FOR EXPANDING ITS OPERATION IN THE FAR EASTERN REGION

V. P. GORBUNOV[1], A. M. STRUCHKOVA[2, 3]

[1] Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia
[2] M. K. Ammosov North-Eastern Federal University, Yakutsk, Russia
[3] Yakutia Airlines, Yakutsk, Russia

© В. П. ГОРБУНОВ, А. М. СТРУЧКОВА, 2023

Abstract. The article presents a study of the impact of the take-off and landing characteristics of the RRJ-95 aircraft on ensuring safe operation on the route network of the Far East and the Far North. This network is characterized by large distances between the main airports and a smaller number of alternate airfields than in the western part of the country, their mutual remoteness, meteorological minima. The issue of expanding this route network due to the possible admission to RRJ-95 flights to airfields with strip lengths of less than 2000 m is considered. The combination of a shorter available runway length (runway) with some design features of the RRJ-95 systems is critically important. It is shown that in case of critical failures in the approach scheme or when approaching the destination airfield, there will be no possibility of leaving for the alternate airfield due to insufficient fuel for flight in the emergency configuration of the aircraft. Calculations of take-off and landing distances in several situations of critical failures have been carried out. Some design features and take-off and landing characteristics of the newly created modification RRJ-95 – SJ100 NEW with a domestic PD-8 engine, thrust reversal, wheels and braking devices of domestic production are considered.

Keywords: Far Eastern airfield network, air transport accessibility, RRJ-95 aircraft, short runways, landing distances, flight safety, alternate airfields, aircraft technical efficiency, operation of aircraft

For citation: Gorbunov V. P., Struchkova A. M. Investigation of the impact of the take-off and landing characteristics of the RRJ-95B/LR aircraft on the prospects for expanding its operation in the Far Eastern region, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 44, pp. 60–70. (In Russ.)

Введение

Среднемагистральный самолёт RRJ-95 уже на протяжении более 10 лет эксплуатируется авиакомпанией «Якутия», выполняя важную связующую роль в сети маршрутов недавно созданной единой дальневосточной авиакомпании. Являясь достаточно универсальным ВС, RRJ-95 хорошо зарекомендовал себя как на международных рейсах в Китай, Южную Корею, Японию, так и при полётах в аэропорты Крайнего Севера: Тикси, Певек, Полярный, Анадырь, где важнейшим преимуществом данного типа ВС является расширенный до минус 54 °С диапазон эксплуатационных температур, обеспечивающий авиакомпании «Якутия» возможность его базирования и надёжной эксплуатации в Якутске [1, 2].

Общая дальневосточная маршрутная сеть RRJ-95 авиакомпании «Якутия», включая города соседних регионов, насчитывает около 20 аэропортов, имеющих искусственные ВПП, оснащённые необходимыми средствами посадки, соответствующих характеристик длины, ширины, твёрдости и качества покрытия.

Расширение географии полётов RRJ-95 в рамках единой дальневосточной авиакомпании потребует увеличения перечня аэродромов с длинами ВПП в 2000 м и менее. Отсюда вытекает необходимость сертификации для эксплуатации данного типа ВС таких аэродромов, как Олёкминск (1900х60 м), Тында (1923х40 м), Николаевск на Амуре (1860х34 м), Зея (1640х40 м). Выполнение в эти пункты регулярных рейсов или использование их в качестве запасных аэродромов требует выполнения аэронавигационных расчётов с точки зрения анализа степени влияния на взлётно-посадочные характеристики конструктивно-эксплуатационных параметров RRJ-95 (особенности конструкции ВС, конфигурация его систем, взлётно-посадочные характеристики ВС). Наиболее критичным является сертификационный базис и отсутствие в нём одобрения полётов по правилам ETOPS (Extended-range Twin-engine Operational Performance Standards – правила выполнения полётов на двухдвигательных самолётах над водном пространством), что создаёт серьёзные ограничения по выбору оптимальных маршрутов.

С учётом данных обстоятельств, выполнение полётов по некоторым маршрутам становится проблематичным или даже невозможным при отсутствии или закрытии по регламенту немногочисленных запасных аэродромов по маршруту, например, аэропорта Магадан при полётах из Хабаровска в Анадырь и обратно. Зависимость выполнения беспосадочных полётов от регламента

работы аэропорта Магадан на этом маршруте критична. В то же время, в случае получения RRJ-95 одобрения полётов по ETOPS, данная зависимость полностью бы отпала, как в случае выполнения этого рейса, например, самолётом Boeing 737-700/800, сертифицированным для полётов по правилам ETOPS на продолжение полёта в течение 120 мин до ближайшего аэродрома на одном двигателе в случае отказа другого в полёте [3, 4].

Особенностью аэродромной сети Дальнего Востока является меньшее количество аэродромов с искусственным покрытием и длинами ВПП более 2000 м по сравнению с центральной и западной частью страны. Аэродромная сеть Дальнего Востока разрежена, и небольшой выбор запасных аэродромов, регламент их работы, оснащение средствами посадки и часто ухудшающаяся метеорологическая обстановка накладывают серьёзные ограничения на планирование и выполнение регулярного расписания.

Как пример, можно рассматривать выполнение полётов, а именно обратных рейсов из аэропортов Сеула для RRJ-95LR и Харбина для RRJ-95B в аэропорт Якутск с предельными дальностью и временем полёта более 4 и около 3 ч соответственно, осложнённых тем фактом, что ближайший запасной аэропорт, имеющий статус международного – Хабаровск – находится в более чем 2 ч полёта при уходе со схемы захода из аэропорта Якутск.

Отсюда вытекает необходимость в экспертной оценке влияния конструктивных особенностей тех систем данного типа ВС, которые являются ограничивающим фактором для безопасного выполнения полётов в условиях существующей аэродромной сети Дальнего Востока и Крайнего Севера.

Методы и объект исследования

При работе над статьёй авторы проанализировали существующие практики, реальные условия и опыт эксплуатации самолётов RRJ-95 в Якутии, на Крайнем Севере и на Дальнем Востоке, исходя из конструктивных, технических и взлётно-посадочных характеристик самолёта RRJ-95 модификаций B и LR. В проведённом анализе использовались данные публикаций по оценке технического уровня ВС, а также учтены мировая практика и различные подходы к обеспечению безопасности полётов.

Выполняющие регулярные рейсы в дальневосточном регионе RRJ-95 из флота авиакомпаний «Якутия» и «ИрАэро» эксплуатируются в двух основных модификациях: RRJ-95B и RRJ-95LR. Последний имеет увеличенную дальность полёта при той же ёмкости топливных баков. Данные модификации ВС отличаются значением максимальной взлётной массы (табл. 1).

Таблица 1

Данные по массе RRJ-95B и RRJ-95LR

Параметры и характеристики ВС	RRJ-95B	RRJ-95LR
Максимальная взлётная масса, кг	45880	49450
Максимальная посадочная масса, кг	41000	41000
Необходимая длина ВПП для взлёта с максимальной взлётной массой, км	1,731	2,052
Необходимая длина ВПП для посадки с максимальной посадочной массой, км	1,630	1,630
Максимальная масса без топлива, кг	40000	40000
Максимальное кол-во топлива, тыс. л	15,805	15,805

На данный момент выпущено более двухсот экземпляров RRJ-95. Они оснащены турбовентиляторными двигателями SaM146 совместной разработки под единой маркой "PowerJet" отечественной Объединённой двигателестроительной корпорации (ОДК) и Snecma (Франция). Двигатели выпускались с двумя вариантами тяги: 15400–16100 lbf 1S17 (68,5–71,6 кН) NTO и 17500–17800 lbf 1S18 (77,9–79,2 кН) APR. Модификации 1S18 и 1S17 различаются только настройками программатора ID-PLUG, что позволяет увеличить тягу для 1S18 на 5 % [5].

Постановка задачи

Исследования [6, 7] позволили, исходя из полученного в них обобщённого показателя технического уровня, определить влияние на него трёх способов улучшения лётно-технических характеристик. Первым таким способом является изменение потребной длины ВПП. Сокращение потребной длины при расчёте взлётной и посадочной дистанций может быть достигнуто за счёт увеличения площади крыла, что при условии неизменной взлётной массы приводит к увеличению массы конструкции самого крыла. Второй способ взаимозависим с первым и состоит в увеличении массы топлива для увеличения дальности полёта с максимальной коммерческой нагрузкой. Обе модификации RRJ-95B и RRJ-95LR имеют одинаковое крыло площадью 77 м^2 и длиной 27,80 м при удлинении, равном 10, эти параметры постоянны, так же, как и максимальная ёмкость заправки крыльевых топливных баков 15805 л. Изменение площади крыла (ёмкости топливных баков соответственно) или его удлинения в ближайшее время не рассматриваются, так как требуют перерасчёта конструкции, аэродинамики всего ВС, что является экономически слишком высокозатратным.

Третий способ, предложенный авторами [6, 7], предлагает увеличение крейсерской скорости полёта путём увеличения располагаемой тяги силовой установки. Данное технологическое решение находится в финальной стадии на этапе испытаний двигателя ПД-8, предназначенного для установки на SJ100 NEW (RRJ-95) в рамках создания новой отечественной версии данного типа ВС. Принимая во внимание временны́е рамки реализации проекта SJ100 NEW, в настоящей статье задача выполнения расчётов взлётно-посадочных характеристик исследования поставлена исходя из текущих двух модификаций: RRJ-95B и RRJ-95LR.

На основании исходных данных для ВС RRJ-95B и RRJ-95LR проведены расчёты взлётно-посадочных характеристик, потребных длин ВПП и посадочных масс, выполненные на примере аэропорта Якутск, находящегося в процессе реконструкции. Реальные доступные рабочие длины ВПП на каждом этапе реконструкции составят от максимальной 2248 м до минимально укороченной 1626 м. Кроме того, в расчётах дополнительно рассмотрены промежуточные длины ВПП в 1798 м и 1726 м, что необходимо для оценки перспективы более широкого охвата аэродромной сети с точки зрения изучения возможности расширения географии полётов на аэродромы Крайнего Севера, Якутии и Дальнего Востока.

Выполнение анализа, рассмотрение аварийных ситуаций и оценка взлётно-посадочных характеристик

Анализ с точки зрения аспектов безопасного выполнения полётов. В отчёте по результатам исследования ИАТА [8] выкатывание за пределы ВПП (Runway excursion, veer-off) при посадке названо как инцидент, наиболее часто встречающийся в общемировой статистике инцидентов, в среднем насчитывающей 18 событий в год или 54,7 % от всех инцидентов при выполнении взлётно-посадочных операций, и 22 % от общего количества инцидентов с ВС в год. В аналитических работах [10–11] указано, что одной из серьёзных причин возникновения аварийной ситуации в районе аэродрома при заходе на посадку являются отказы систем самолёта, включённых в контур ресурсов систем аэродинамического торможения, сочетание отказа управления

выпуском закрылков и отказа двух гидросистем названо как наиболее критичное для обеспечения безопасной посадки ВС в аэропорту назначения.

Недавнее событие с самолётом Airbus A320 одной из российских авиакомпаний с вынужденной посадкой в поле из-за критического остатка топлива подчёркивает необходимость правильной оценки экипажем всех факторов в контуре: критичность отказа, потребная длина ВПП и дистанция торможения с учётом отказа, а также максимально возможное время полёта с остатком топлива на запасной аэродром в нестандартной конфигурации ВС. В данном случае отказ основной, но не единственной, гидросистемы явился критичным для принятия экипажем решения для ухода на запасной аэродром, так как это снижало эффективность систем торможения, и в этих условиях экипаж оценил длину ВПП как недостаточную.

В связи с этим целесообразно рассмотреть условия полётов в условиях укороченной ВПП аэродрома Якутск при выполнении обратных рейсов RRJ-95 на пределе конструктивной дальности. Основным риском является тот факт, что ближайший запасной аэродром г. Нерюнгри находится в 1 ч полёта. Поэтому при возникновении критических отказов непосредственно на предпосадочной схеме или при подлёте к аэродрому Якутск будет отсутствовать возможность ухода на запасной аэродром ввиду недостаточного количества топлива для полёта в аварийной конфигурации ВС.

Как и в выше приведённой мировой практике, наиболее опасными будут являться два вида отказа, для которых даны расчёты в Quick Reference Handbook (QRH) – руководстве по действиям в особых (аварийных) случаях[1].

- F/CTL FLAPS FAULT (заклинивание закрылков);
- HYD HS1 + HS3 LO PR (одновременное падение давления в первой и третьей гидросистемах).

Рассмотрение аварийной ситуации при заклинивании закрылков – F/CTL FLAPS FAULT. Согласно представленным ниже табл. 2–4 фактических посадочных дистанций из Руководства по лётной эксплуатации (РЛЭ) RRJ-95, в зависимости от состояния ВПП при посадке, показано, что в конфигурации с полностью выпущенными закрылками (FLAPS FULL) с использованием педального торможения и с учётом коэффициентов поправок к посадочной дистанции для вышеуказанных опасных отказов из соответствующих разделов QRH RRJ-95, для RRJ-95LR для посадки с максимальной посадочной массой 41000 кг при сухой ВПП необходима фактическая посадочная дистанция длиной 957 м.

При наихудшем развитии событий коэффициент поправки к фактической посадочной дистанции составит 2,07, то есть для посадки с максимальной посадочной массой потребуется ВПП длиной 1981 м. Кроме того, в соответствии с РЛЭ при заклинивании закрылков в промежуточном положении количество топлива, требуемого для полёта до запасного аэродрома, увеличивается в 2 раза. Следовательно, аэронавигационный запас топлива (АНЗ) составит $Q_{\text{АНЗ}} = 5000$ кг, что соответственно уменьшает коммерческую загрузку на 2000 кг.

Таким образом, из соображений безопасности полёты ВС RRJ-95B/LR на 3-м этапе реконструкции ВПП аэродрома Якутск (длина ВПП 1726 м) определены как нецелесообразные, так как имеются значительные ограничения как по взлётной, так и по посадочной массе.

Рассмотрение аварийной ситуации при одновременном падении давления в первой и третьей гидросистемах (HYD HS1 + HS3 LO PR). Данный вид отказа может происходить по нескольким причинам, основными из которых являются: одновременный отказ двух гидронасосов, механическое повреждение из-за критического падения уровня гидрожидкости, негерметичность гидравлических магистралей, засорение фильтров.

При возникновении такого отказа экипаж обязан выполнить посадку быстро, насколько это возможно (LAND ASAP) и руководствоваться рекомендациями по действиям в аварийных ситуциях (QRH), где указано, что посадочная дистанция в этом случае увеличится в 2,4 раза.

[1] RRJ95B/LR. Quick Reference Handbook (QRH) – руководство по действиям экипажа в нестандартных, особых (аварийных) случаях. Flight Operating Documentation / Superjet International.

Это объясняется тем, что при отказе сразу двух гидросистем откажут следующие тормозные ресурсы ВС, напрямую влияющие на эффективность торможения: режим нормального торможения (NORMAL BRAKE), режим автоматического торможения (AUTO BRAKE), спойлеры наземного торможения (G-SPLRS), внутренние спойлеры (INB SPLRS), внешние спойлеры (OUTB SPLRS,) левое (L REV) и правое (R REV) реверсивные устройства.

Таким образом, при данном отказе потребная длина ВПП составит 1952 м. Для обеспечения безопасной остановки на полосе после посадки в случае этих двух критических отказов при выполнении посадки с максимальной посадочной массой потребуется длина ВПП около 2000 м. В этом случае посадка на укороченную ВПП длиной менее 2000 м (2-й и 3-й этапы реконструкции ВПП в Якутске) невозможна, вследствие чего потребуется уход на запасной аэродром. В данном случае ближайший запасной аэродром для аэропорта Якутск – Нерюнгри.

Благодаря конструктивной надёжности систем RRJ-95 по опыту авиакомпании «Якутия», за всю историю эксплуатации такого рода отказов зафиксировано не было.

Оценка взлётно-посадочных характеристик и налагаемые ограничения

Условия определения максимальной взлётной массы в зависимости от температуры наружного воздуха и скорости направления ветра. Максимально возможная взлётная масса, следовательно, и коммерческая загрузка для RRJ-95 с 601-й версией авионики обеспечиваются при взлёте в конфигурации FLAPS 3, с выключенным отбором воздуха на систему кондиционирования, с выключенным отбором на противообледенительную систему (ПОС). Расчёты специалистов лётного комплекса авиакомпании «Якутия» выполнены для взлёта именно в такой конфигурации.

Допущения, принятые в расчётах:

- взлёт в конфигурации FLAPS 3 – для самолётов с авионикой v601;
- двигатель – модель SaM146 1s18, самолёт RRJ-95LR-100;
- декларированные дистанции для взлёта TORA=TODA=ASDA.

При этом принимается, что у ВПП отсутствуют препятствия по курсу взлёта, выходящие за пределы плоскостей ограничения препятствий в соответствии с главой III ФАП № 262[2].

Для взлёта с курсом 052° принимается, что максимальная взлётная масса в зависимости от температуры наружного воздуха и скорости направления ветра идентична, тип ВПП – бетонная, гладкая; штиль.

Расчёт потребных длин ВПП и посадочных масс. Ниже приводятся ограничения по посадочной массе в зависимости от сочетания условий ветрового режима, состояния ВПП, а также температуры воздуха (табл. 2, табл. 3). Конфигурация ВС и магнитный курс взлёта: v601 AIR COND-OFF, ANTI-ICE-OFF, FLAPS 3, МК взл. 232°. При этом также учитывается, что:

- заход на посадку и сама посадка производятся при положении закрылков FLAPS FULL;
- торможение на пробеге максимальное автоматическое (MAX AUTO) с использованием реверса тяги обоих двигателей на посадке в режиме «REV MAX»;
- на ВПП отсутствует слой воды, снега, льда;
- температура воздуха стандартная +15 °С для коэффициентов сцепления (Ксц) 0,70–0,60 и 0,59–0,42; –5 °С для Ксц 0,41–0,37 и 0,36–0,30;
- ветер отсутствует, поправка к VREF стандартная и составляет 5 уз;
- при исчислении необходимой длины ВПП использованы принятые в ГА нормативы оценки выполнения посадки «отлично» (посадка производится в пределах 150–600 м от торца ВПП), и «хорошо» (в пределах 600–800 м от торца ВПП);

[2] Федеральные авиационные правила «Требования, предъявляемые к аэродромам, предназначенным для взлёта, посадки, руления и стоянки гражданских воздушных судов», утверждены приказом Минтранса России от 25.08.2015 № 262.

- потребные посадочные дистанции при посадке на ВПП с Ксц GOOD, MEDIUM, POOR reported для обеспечения безопасности увеличены на 15 %;
- масса пустого снаряжённого ВС принята для RRJ-95B/LR равной 28000 кг;
- посадка выполняется с максимальной посадочной массой 41000 кг для всех модификаций RRJ-95.

Таблица 2

Расчёт параметров взлёта RRJ-95B (отклонение взлётной массы, т) при попутном ветре 1м/с

Темп. наруж. возд., °С	Длина ВПП								
	1726 м			1798 м			2248 м		
DRY RW – ВПП сухая									
+15	–0,3	45,19/–0,7	+0,1	–	Б/О (без ограничений)	–	–	Б/О	–
+20	–0,3	44,82/–1,1	+0,1	–0,3	45,76/–0,1	+0,1	–	Б/О	–
+25	–0,5	44,51/–1,4	+0,1	–0,5	45,38/–0,5	+0,1	–	Б/О	–
+30	–0,5	44,01/–1,9	+0,1	–0,5	44,94/–0,9	+0,1	–	Б/О	–
WET RW – ВПП мокрая									
+15	–0,3	44,38/–1,5	+0,1	–0,3	45,38/–0,5	+0,1	–	Б/О	–
+20	–0,3	44,01/–1,9	+0,1	–0,3	45,01/–0,9	+0,1	–	Б/О	–
+25	–0,5	43,69/–2,2	+0,1	–0,5	44,63/–1,3	+0,1	–	Б/О	–
+30	–0,5	43,19/–2,6	+0,1	–0,5	44,13/–1,7	+0,1	–	Б/О	–

Таблица 3

Расчёт параметров взлёта RRJ-95LR (отклонение взлётной массы, т)

Темп. наруж. возд., °С	Длина ВПП								
	1726 м			1798 м			2248 м		
	попут. 1м/с	встр. 1м/с		попут. 1м/с	встр. 1м/с		попут. 1м/с	встр. 1м/с	
DRY RW – ВПП сухая									
+15	–0,3	46,20/–3,2	+0,1	–0,3	47,20/–2,2	+0,1	–0,3	48,75/–0,7	+0,1
+20	–0,3	45,89/–3,6	+0,1	–0,3	46,83/–2,6	+0,1	–0,3	48,72/–0,7	+0,1
+25	–0,5	45,51/–4,0	+0,1	–0,5	46,51/–3,0	+0,1	–0,5	48,70/–0,8	+0,1
+30	–0,5	45,08/–4,4	+0,1	–0,5	46,01/–3,4	+0,1	–0,6	48,42/–1,0	+0,1
WET RW – ВПП мокрая									
+15	–0,3	45,51/–4,0	+0,1	–0,3	46,51/–3,0	+0,1	–0,3	48,75/–0,7	+0,1
+20	–0,3	45,14/–4,4	+0,1	–0,3	46,14/–3,3	+0,1	–0,3	48,72/–0,7	+0,1
+25	–0,5	44,82/–4,7	+0,1	–0,5	45,76/–3,7	+0,1	–0,5	48,70/–0,8	+0,1
+30	–0,5	44,33/–5,2	+0,1	–0,5	45,26/–4,2	+0,1	–0,6	48,42/–1,0	+0,1

Таблица 4

Сводные данные расчёта потребных длин ВПП, максимальной посадочной массы и параметров коммерческой загрузки при посадке

Ксц, ед.	Посадка до 450 м		Посадка с оценкой «отлично», до 600 м		Посадка с оценкой «хорошо», до 800 м	
	Максимальная посадочная масса, кг	Свободный вес/ Коммерческая загрузка, т	Максимальная посадочная масса, кг	Свободный вес/ Коммерческая загрузка, т	Максимальная посадочная масса, кг	Свободный вес/ Коммерческая загрузка, т
ВПП 2248 м						
0,70–0,37	41000	13,0/9,5	41000	13,0/9,5	41000	13,0/9,5
0,36–0,30	39620	11,6/8,1	35844	7,8/4,3	29298	-
ВПП 1798 м						
0,70–0,60	41000	13,0/9,5	41000	13,0/9,5	41000	13,0/9,5
0,59–0,42	41000	13,0/9,5	41000	13,0/9,5	32125	4,1/0,6
0,41–0,37	34245	6,2/2,7	29356	–	–	–
0,36–0,30	–	–	–	–	–	–

В графе «свободный вес» табл. 4 указана величина, являющаяся суммой аэронавигационного остатка топлива и коммерческой загрузки. Исходя из минимально возможного остатка на 1 ч полёта (1800–2000) кг или остатка для ухода на запасной аэродром г. Нерюнгри (3200–3500) кг, можно определить величину максимально возможной коммерческой загрузки. Пустые ячейки соответствуют условиям, при которых выполнение посадки не представляется возможным (свободный вес имеет значение менее минимального аэронавигационного остатка). При этом за массу снаряжённого ВС принимается значение 28000 кг.

Обсуждение полученных результатов

При рассмотрении этапов реконструкции аэродрома Якутск получен следующий результат:

1-й этап – при длине ВПП 2248 м, эксплуатация RRJ-95B/LR возможна без ограничений.

2-й этап – при длине ВПП 1798 м, для RRJ-95B V601 ограничения по взлётной массе наступают при условиях: +20 °С, сухая и чистая ВПП, и составляет около –100 кг при максимальной взлётной массе 45880 кг; для RRJ-95LR V601 при тех же условиях, примерно –2600 кг при максимальной взлётной массе 49450 кг. С ростом температуры на каждые 5 °С допустимая взлётная масса уменьшается примерно на 400 кг. По посадочной массе ограничение наступает при Ксц менее 0,4 при посадке с оценкой «хорошо» до 800 м и составляет 32125 кг при максимальной посадочной массе 41000 кг. При чистой, сухой ВПП ограничений по посадочной массе нет.

Эксплуатация RRJ-95B/LR на 2-м этапе реконструкции возможна с ограничениями как по взлётной, так и по посадочной массе при определённых метеоусловиях и состоянии ВПП.

3-й этап – при длине ВПП для взлёта 1726 м, для посадки 1623 м:

- для ВС RRJ-95B с авионикой v601 ограничение по взлётной массе наступает при условиях: +15 °С, сухая и чистая ВПП и составляет около –700 кг при максимальной взлётной массе 45880 кг;

- для ВС RRJ-95LR V601 при тех же условиях, примерно –3200 кг при максимальной взлётной массе 49450 кг.

С ростом температуры на каждые 5 °С допустимая взлётная масса уменьшается примерно на 400 кг. Допустимая посадочная масса на сухую, чистую ВПП длиной 1623 м составляет 39210 кг при максимальной посадочной массе 41000 кг.

Для обеспечения безопасности полётов в Якутске потребуется либо гарантированно выполнять полёты на сухую и чистую ВПП, что не представляется возможным из-за меняющихся погодных условий, либо использовать ВС RRJ-95B/LR на 3-м этапе реконструкции со значительными ограничениями, что является коммерчески неэффективным.

Также следует учитывать, что только аэродром Нерюнгри, расположенный в часе полёта по отношению к Якутску, согласно Федеральным авиационным правилам ФАП-128[3] может быть использован в качестве запасного. Но при этом аэродром Нерюнгри не является международным и имеет ограничения по времени его использования (регламент работы). Аэродром Мирный, второй по наилучшему расположению относительно Якутска, так же, как и Нерюнгри, не является международным и имеет аналогичные ограничения по регламенту работы. Ближайшим к Якутску круглосуточным и имеющим статус международного аэродромом является Хабаровск, расстояние до которого составляет 1600 км (более 2 ч полёта RRJ-95B/LR). Соответственно, при принятии решения на начало полёта в соответствии с ФАП-128 необходимый запас топлива существенно увеличивается, что в свою очередь ведёт к снижению коммерческой загрузки.

Заключение

Требуется обратить внимание разработчиков на необходимость учёта вышеприведённых ограничивающих конструктивно-технологических факторов и исходя из этого – на необходимость усовершенствования взлётно-посадочных характеристик при разработке новой модификации RRJ-95 как проекта SJ100 NEW. Кроме рассмотренных трёх способов улучшения лётно-технических характеристик, эксплуатантам необходимо учитывать фактор вынужденной замены колёс и тормозных устройств зарубежного производства (Michelin и Goodrich, соответственно) на российские аналоги.

Важнейшим изменением в конструкции SJ100 NEW является замена двигателей SaM146 на отечественную разработку ПД-8, что подразумевает использование других реверсивных устройств, конструктивно являющихся частью новых силовых установок. В совокупности с отечественными колёсами и тормозными устройствами и при неизменной конструкции систем аэродинамического торможения, закрылков, предкрылков и спойлеров, это определит взлётно-посадочные характеристики вновь создаваемого ВС. Ожидаемое внедрение российских систем и обновление конструкции повлечёт за собой изменение лётно-технических характеристик усовершенствованной версии ВС по отношению к базовой. Исходя из этого, можно рассчитывать на способность выполнения полётов при длине ВПП менее 2000 м, что позволило бы расширить географию полётов и внести существенный вклад в увеличение транспортной доступности Дальнего Востока.

Таким образом, ограничения, обусловленные взлётно-посадочными характеристиками RRJ-95B/LR, начнут проявляться со 2-го этапа реконструкции аэродрома Якутск и только при определённом сочетании ветрового режима, состояния ВПП, а также температуры наружного воздуха. В рассмотренном примере с полётами в аэропорт Якутск на разных этапах его реконструкции показано, что эксплуатация RRJ-95B/LR на ВПП длиной 2000 м и менее возможна, но при ряде ограничений, учёт которых может повлечь за собой снижение регулярности полётов и необходимость выполнения промежуточных посадок.

[3] Федеральные авиационные правила «Подготовка и выполнение полётов в гражданской авиации Российской Федерации», утв. приказом Минтранса России от 31.07.2009 № 128 (ред. от 29.05.2023).

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

Список источников

1. Горбунов В. П. Самолёт и холод. Климатические испытания и эксплуатация воздушных судов в условиях экстремально низких температур Арктики, Сибири и Крайнего Севера: монография. СПб.: Наукоёмкие технологии, 2023. 712 с.
2. Горбунов В. П. Теплофизическое моделирование при оценке низкотемпературной надёжности воздушных судов с цифровым бортовым комплексом // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 38. С. 27–41.
3. New ETOPS Regulations, *Boeing AERO magazine*. Quarter 2, 2003, available at: https://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/aero_22/etops.pdf (accessed: 25.06.2023).
4. Uniting Aviation / EDTO Workshop, available at: https://www.icao.int/SAM/Documents/2014-EDTO/EDTO%20Module%20%202%20%E2%80%93%20Basic%20concepts.pdf (accessed: 25.06.2023).
5. SSJ100, available at: https://www.superjetinternational.com/download/SSJ100_product_brochure.pdf (accessed: 17.05.2023).
6. Протопопов В. И. Использование «уравнения существования» самолёта с целью определения показателя технического уровня самолётов гражданской авиации / Вопросы обеспечения технического уровня самолётов гражданской авиации: межвузовский сборник. Москва: МИИГА, 1984. С. 3–11.
7. Ефимов В. В., Чернигин К. О. Совершенствование метода определения технического уровня самолётов гражданской авиации // Научный вестник МГТУ ГА. 2016. Т. 19. № 6. С. 24–34.
8. IATA. Unstable Approach. Risk Mitigation Polices, Procedures and Best Practices, 3rd edition, 2017, available at: https://www.iata.org/contentassets/7a5cd514de9c4c63ba0a7ac21547477a/iata-guidance-unstable-approaches.pdf (accessed: 12.10.2023).
9. Runway Awareness and Advisory System (RAAS) [Эл. ресурс]. URL: https:/www.skybrary.aero/index.php/runway-awareness-and-advisory-system-raas (дата обращения: 05.07.2023).
10. FSF ALAR Briefing Note 7.1 – Stabilized Approach, *Flight Safety Digest*, August–November 2000, pp. 133–138, available at: https://flightsafety.org/wp-content/uploads/2016/09/alar_bn7-1stablizedappr.pdf (дата обращения: 12.10.2023).
11. Improving Runway Safety with Flight Deck Enhancement, *Boeing AERO magazine*, Quarter 1, 2011, pp. 5–11.

References

1. Gorbunov V. P. *Samolyot i kholod. Klimaticheskie ispytaniya i ehkspluatatsiya vozdushnykh sudov v usloviyakh ehkstremal'no nizkikh temperatur Arktiki, Sibiri i Krajnego Severa [Aircraft and cold.Climatic tests and operation of aircraft in conditions of extremely low temperatures of the Arctic, Siberia and the Far North, monograph]*, St. Petersburg, Naukoyomkie tekhnologii Publ., 2023, 712 p. (In Russ.)
2. Gorbunov V. P. Thermal and physical modeling in assessing the low-temperature reliability of aircraft with a digital onboard system, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2022, no. 38, pp. 27–41. (In Russ.)
3. New ETOPS Regulations, *Boeing AERO magazine*, Quarter 2, 2003, available at: https://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/aero_22/etops.pdf (accessed: 25.06.2023).
4. Uniting Aviation / EDTO Workshop, available at: https://www.icao.int/SAM/Documents/2014-EDTO/EDTO%20Module%20%202%20%E2%80%93%20Basic%20concepts.pdf (accessed: 25.06.2023).
5. SSJ100, (available at: https://www.superjetinternational.com/download/SSJ100_product_brochure.pdf (accessed: 17.05.2023).
6. Protopopov V. I. Ispol'zovanie uravneniya sushchestvovaniya samolyota s tsel'yu opredeleniya pokazatelya tekhnicheskogo urovnya samolyotov grazhdanskoj aviatsii. *Voprosy obespecheniya tekhnicheskogo*

urovnya samolyotov grazhdanskoj aviatsii, mezhvuzovskij sbornik. Moscow, MIIGA Publ., 1984, pp. 3–11. (In Russ.)

7. Efimov V. V., Chernigin K. O. Method improvement for determining the technical level of civil aircraft, *Civil Aviation High Technologies*, 2016, vol. 19, no. 6, pp. 24–34. (In Russ.)

8. IATA. Unstable Approach. Risk Mitigation Polices, Procedures and Best Practices, 3rd edition, 2017, available at: https://www.iata.org/contentassets/7a5cd514de9c4c63ba0a7ac21547477a/iata-guidance-unstable-approaches.pdf (accessed: 12.10.2023).

9. Runway Awareness and Advisory System (RAAS), available at: https:/www.skybrary.aero/index.php/runway-awareness-and-advisory-system-raas (accessed: 05.07.2023).

10. FSF ALAR Briefing Note 7.1 – Stabilized Approach, *Flight Safety Digest*, August–November 2000, pp. 133–138, available at: https://flightsafety.org/wp-content/uploads/2016/09/alar_bn7-1stablizedappr.pdf (accessed: 12.10.2023).

11. Improving Runway Safety with Flight Deck Enhancement, *Boeing AERO magazine*, Quarter 1, 2011, pp. 5–11.

Информация об авторах

Горбунов Владимир Павлович, кандидат технических наук, доцент кафедры, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия, vlad.gorbunov@bk.ru

Стручкова Анна Михайловна, кандидат технических наук, доцент кафедры, Северо-Восточный федеральный университет им. М. К. Аммосова; начальник отдела, авиакомпания «Якутия», struchkova.am@yakutia.aero

Authors information

Gorbunov Vladimir P., Candidate of Sciences (Engineering), Associate Professor, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, vlad.gorbunov@bk.ru

Struchkova Anna M., Candidate of Sciences (Engineering), Associate Professor, M. K. Ammosov North-Eastern Federal University; Head of Department, Yakutia Airlines, Yakutsk, Russia, struchkova.am@yakutia.aero

Статья поступила в редакцию 30.06.2023; одобрена после рецензирования 12.10.2023; принята к публикации 20.10.2023.
The article was submitted 30.06.2023; approved after reviewing 12.10.2023; accepted for publication 20.10.2023.

Научная статья
УДК 629.735.054.07.058.42

ПУТИ АВТОМАТИЗАЦИИ ПРОЦЕССА УСТАНОВКИ УРОВНЯ ОПОРНОГО ДАВЛЕНИЯ В БОРТОВЫХ БАРОМЕТРИЧЕСКИХ ВЫСОТОМЕРАХ

И. В. АНТОНЕЦ[1], В. В. БОРСОЕВА[2], В. А. БОРСОЕВ[3], Р. А. БОРИСОВ[4], Л. А. НИГМАТУЛЛИНА[1]

[1] Ульяновский институт гражданской авиации имени Главного маршала авиации Б. П. Бугаева, Ульяновск, Россия
[2] Авиакомпания «Россия», Санкт-Петербург, Россия
[3] Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия
[4] ООО «ДС БАРС», Москва, Россия

Аннотация. Проанализированы существующие в настоящее время способы формирования и передачи информации о давлении на уровне подстилающей поверхности экипажам ВС, а также способы автоматизации этого процесса. Рассматривается новый подход к настройке разработанных авторами принципиально новых высотомеров, входящих в систему воздушных сигналов (СВС). Установка уровня опорного давления (на подстилающей поверхности) при этом может выполняться автоматизированной системой передачи данных. Данные о значении опорного давления передаются в форме цифрового сигнала, при этом экипажу предоставляется право выполнения контрольных и корректирующих функций. В качестве источника таких данных возможно использовать существующую адресно-отчётную систему авиационной связи (Aircraft Communication Addressing and Reporting System).

Ключевые слова: воздушное судно, система воздушных сигналов, барометрический высотомер, уровень давления, изобарическая поверхность, алгоритм, микроконтроллер, структурная схема, авиационные транспортные системы

Для цитирования: Антонец И. В., Борсоева В. В., Борсоев В. А., Борисов Р. А., Нигматуллина Л. А. Пути автоматизации процесса установки уровня опорного давления в бортовых барометрических высотомерах // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 44. С. 71–80.

WAYS TO AUTOMATE THE PROCESS OF SETTING THE REFERENCE PRESSURE LEVEL IN ONBOARD BAROMETRIC ALTIMETERS

I. V. ANTONETS[1], V. V. BORSOEVA[2], V. A. BORSOEV[3], R. A. BORISOV[4], L. A. NIGMATULLINA[1]

[1] Ulyanovsk Civil Aviation Institute, Ulyanovsk, Russia
[2] Rossiya Airline, Saint Petersburg, Russia
[3] The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia
[4] DS BARS LLC, Moscow, Russia

Abstract. The currently existing methods for generating and transmitting information about pressure at the level of the underlying surface to aircraft crews, as well as methods for automating this process, are analyzed. A new approach to setting up the fundamentally new altimeters developed by the authors that are part of the airborne signal system is considered. Setting the level of reference pressure (on the underlying surface)

© И. В. АНТОНЕЦ, В. В. БОРСОЕВА, В. А. БОРСОЕВ, Р. А. БОРИСОВ, Л. А. НИГМАТУЛЛИНА, 2023

can be performed by an automated data transmission system. Data on the value of the reference pressure is transmitted in the form of a digital signal, while the crew is given the right to perform control and corrective functions. It is possible to use the existing Aircraft Communication Addressing and Reporting System as a source of such data.

Keywords: aircraft, air signal system, barometric altimeter, pressure level, isobaric surface, algorithm, microcontroller, block diagram, aviation transport systems

For citation: Antonets I. V., Borsoeva V. V. , Borsoev V. A., Borisov R. A, Nigmatullina L. A. Ways to automate the process of setting the reference pressure level in onboard barometric altimeters, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 44, pp. 71–80. (In Russ.)

Введение

Современные радиовысотомеры воздушных судов (ВС) работают в смежном с сетями 5G радиочастотном диапазоне (4,2–4,4) ГГц, что теоретически может влиять на их работу. В качестве дублирующей системы могут применяться барометрический метод вычисления высоты полёта ВС и ручная установка опорного давления в соответствии с расчётом. Однако ручная установка давления на уровне подстилающей поверхности с учётом сложного и объёмного круга задач, непрерывно решаемых экипажем современного ВС, влечёт повышение психофизической нагрузки на пилотов и, как следствие – вероятность ошибки, достигающую 30 %.

Стандартная [1] цифровая СВС в интеллектуальных транспортных системах осуществляет вычисление высотно-скоростных параметров полёта ВС по алгоритмам, разработанным на основе гипсометрической формулы стандартной атмосферы и уравнения Бернулли. В качестве входных (информационных) сигналов используются: статическое ($P_{ст}$) и полное ($P_{п}$) давления, температура заторможенного потока ($T_{Т}$), а также давления на уровне подстилающей поверхности (QNH и QFE). Дополнительно вводятся значения местных углов атаки (α) и скольжения (β), входных (А и В) и выходных (1…4) радиоканалов. Схема взаимодействия блоков [2] цифровой СВС представлена на рис. 1.

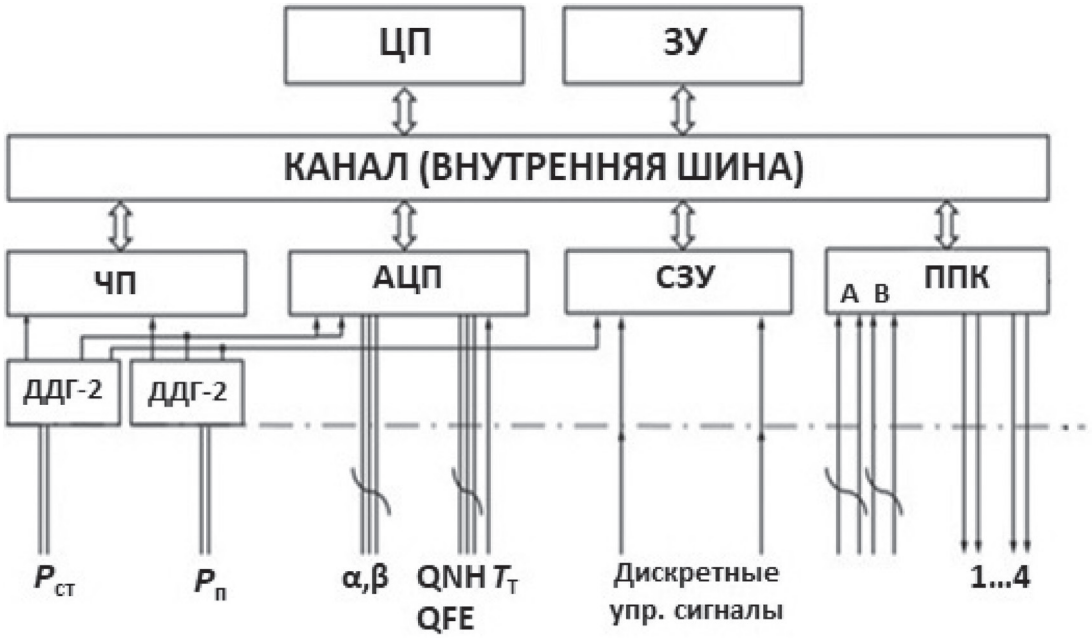


Рис. 1. Схема взаимодействия блоков цифровой СВС: ЦП – центральный процессор; ЗУ – запоминающее устройство; ЧП – частотный преобразователь; АЦП – аналого-цифровой преобразователь; СЗУ – специализированное запоминающее устройство; ППК – приёмопередатчик кода

В цифровой СВС используется схема, включающая устройства ввода информации, устройство управления, арифметико-логическое устройство и устройство вывода информации. Для определения полного и статического давлений используются вибрационно-частотные датчики (ДДГ-2), собственная частота колебаний стенок упругого цилиндра которых функционально зависит от значения определяемого давления. ЧП и АЦП формируют информационные сигналы и передают их в виде параллельного кода в узел ЦП. Далее ППК формирует программы для осуществления процессов вычисления. В частности, параметр высоты полёта вычисляется согласно уравнению:

$$H = F_{\text{н}} \lg P_{\text{ст}}, \quad (1)$$

где $F_{\text{н}}$ – поправочный коэффициент, $P_{\text{ст}}$ – статическое давление, Па.

Модуль конфигурации, входящий в систему управления, осуществляет коррекцию, в частности, высотного параметра на величину коэффициента коррекции, полученного по результатам экспериментальных полётов. Сигнал барокоррекции (давления QNH, QFE, см. в следующем разделе) поступает на вход СВС от пульта управления системы электронной индикации. Барометрический высотомер показывает значение высоты по величине текущего давления, определяемого датчиком давления относительно уровня подстилающей поверхности. Таким образом, вручную устанавливая давление на шкале барометрического высотомера с помощью кремальеры, пилот сам может выбрать уровень опорного давления, относительно которого необходимо определять высоту. Однако, для соблюдения условий безопасности полётов необходимо, чтобы высоты всех ВС, работающих в определённом районе или диапазоне высот, определялись от одного уровня. Поэтому действия экипажа [3] при установке барометрических высотомеров имеют ключевое значение для обеспечения безопасности полётов.

Система определения и передачи информации экипажу о значении давления на уровне земли

Давление на аэродроме определяется с помощью установленных на нём метеостанций. Для расчётов и обработки поступающих от них данных используется специальное оборудование: комплексная радиометеорологическая станция (КРАМС) [4]. Интервал поступления метеорологической информации, в том числе о статическом давлении, обычно составляет 15 с. Одновременно осуществляется обработка и анализ информации, которая далее передаётся диспетчерам аэропорта. На основе этой информации формируется авиационный метеорологический код для передачи фактических сводок погоды на аэродроме с помощью АТИС (автоматическая аэродромная информационная служба) – которая осуществляет автоматическую трансляцию метеорологической и полётной информации для прибывающих и вылетающих ВС.

В существующей схеме [5] экипаж прослушивает информацию АТИС или получает информацию о давлении от диспетчеров управления воздушным движением и устанавливает вручную его значение для систем автоматического управления и на резервном приборе. В случае изменения метеоинформации, в том числе давления, диспетчер указывает экипажу на необходимость прослушивания новой информации, либо непосредственно информирует экипаж об изменившихся данных. Есть вероятность [6] ошибки, как со стороны пилота, который не слушает информацию АТИС или неправильно вводит это давление, так и со стороны диспетчера, который неправильно его сообщает, или забывает сообщить об изменениях. Известно событие, когда ВС летело ниже высоты перехода в зоне ответственности местного диспетчерского пункта. При первоначальном контакте с диспетчером «Зона» ему было сообщено давление QNH (Q-code Nautical Height – атмосферное давление в заданной точке, приведённое к среднему уровню моря) координат маршрута полёта, который был определён экипажем. Через некоторое время другой самолёт при выходе на связь с тем же диспетчером получил от него другое значение давления.

Экипаж первого ВС проверил значение установленного давления и убедился, что оно отличается от того, что было сообщено другому борту. Связавшись с диспетчером, экипаж запросил его: «Подтвердить QNH, которое было сообщено другому экипажу». Служба организации воздушного движения подтвердила это сообщение, после чего экипаж установил новое значение QNH.

Реализация автоматической передачи информации о давлении

Давление на аэродроме QFE (Q-code Field Elevation – атмосферное давление аэродрома на уровне порога взлётно-посадочной полосы) определяется автоматически и затем может быть передано на ВС посредством трансляции по радиоканалу. При этом такая информация АТИС доступна экипажам на удалении не более 300 км от аэропорта. Информация также может быть передана на ВС по цифровой линии связи с использованием системы ACARS (D-ATIS).

Одна из рабочих радиостанций в кабине установлена в режим DATA, то есть приём и передача данных. При этом от пилота не требуется устанавливать частоту, все частоты ACARS предварительно запрограммированы и выбираются автоматически в зависимости от района полёта. Сообщения передаются с земли и на борт с обычной ультракоротковолновой (УКВ) антенны в тональной форме, а затем декодируются. Диапазон рабочих частот: (118–149) МГц.

Спутниковые системы могут также [7] использоваться для поддержания работы системы ACARS. В этом случае автоматическая бортовая система ACARS наделяется функцией самостоятельного выбора наземной радиостанции по критерию максимально устойчивой связи. Центр мониторинга и управления связью (CMU) действует как маршрутизатор и обменивается данными со многими системами ВС. В частности, CMU обеспечивает двустороннюю связь между бортовыми системами и наземным сервером связи, для этого используется канал передачи данных. По такому каналу связи в том числе может передаваться метеорологическая информация.

Таким образом, на ВС поступает вся необходимая информация о давлении QNH/QFE. Задача заключается в создании канала связи, позволяющего выгружать информацию в автоматизированную систему управления ВС для автоматической установки давления изобарической поверхности на соответствующем этапе полёта. Пилот в такой схеме сохраняет за собой функцию управления и, в случае какой-либо неисправности, сможет штатно вручную по известной [8] и применяемой в настоящее время методике настроить бортовые высотомеры.

После взлёта, при достижении самолётом высоты перехода, в момент регистрации значения высоты, превышающей высоту перехода, система автоматически вводит в автоматизированную систему управления значение STANDART BARO, что сопровождается голосовым сообщением для пилотов «Transition altitude. Cross check». Затем пилоты должны проверить, введено ли значение давления QNH, и сравнить показания резервного и основного высотомера. Аналогично, при достижении эшелона перехода и, если на высотомере установлено значение высоты ниже значения эшелона перехода, в систему автоматически вводится значение давления (QNH, QFE), полученное по каналу передачи данных. При этом для экипажа выдаётся сообщение «Переходный уровень». После чего экипаж проверяет установку давления заданного уровня и сравнивает показания основных и резервных приборов.

Предлагаемые решения позволяют выдавать информацию о давлениях QNH и QFE в виде параллельного кода по радиоканалу в СВС ВС. Следовательно, выходная информация бортового датчика давления, для согласования с информацией радиоканала, должна также выдаваться в виде параллельного кода.

Модернизированный вариант СВС, с каналом автоматической установки давления заданного уровня, показан на рис. 2. На вход вычислителя системы ADC от внешних датчиков поступают сигналы $P_{ст}$, $P_{п}$, $T_{Т}$, кроме того, от блока управления связью через согласующий терминал подаётся информация о давлении на уровне постилающей поверхности. В вычислителе по заданным алгоритмам формируются выходные сигналы: приборная $V_{П}$, истинная $V_{ИСТ}$ и вертикальная V_y

скорости, барометрическая высота $H_{бар}$ и температура наружного воздуха $T_{н.в}$. Пилот при необходимости может вручную установить опорное давление, ориентируясь по индикатору PFD.

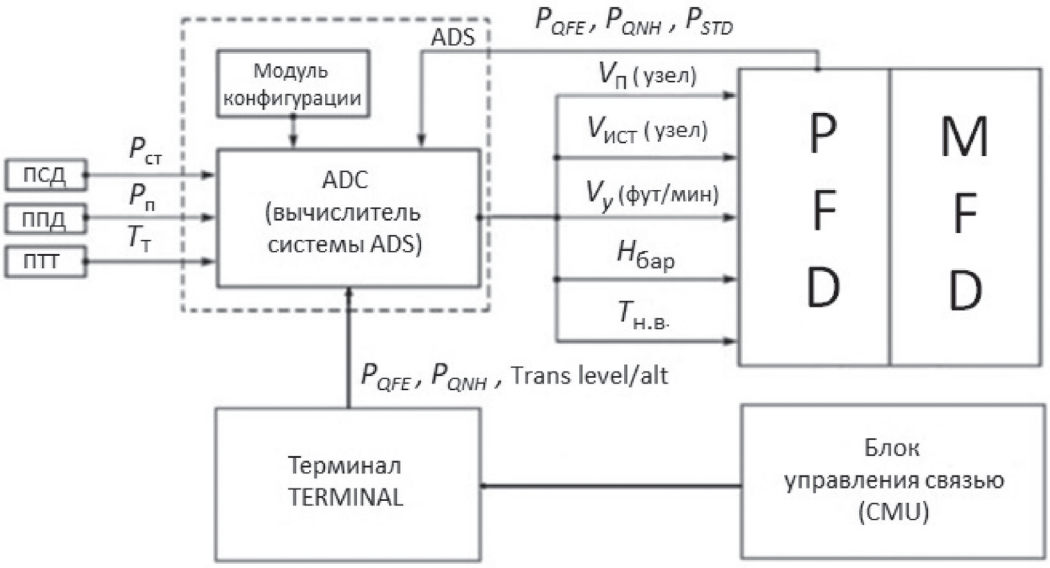


Рис. 2. Усовершенствованная схема передачи значений давления в СВС

По представленной схеме информация о давлении на аэродроме и эшелоне перехода поступает на терминал через блок управления связью. Значение высоты перехода, поскольку это значение является постоянным для аэродрома и указывается в сборниках аэронавигационной информации, уже хранится в терминале и согласуется с текущими настройками плана полёта и положением ВС.

Аппаратно-программный комплекс (АПК) с усовершенствованными датчиками

Целевой АПК [9], обеспечивающий автоматизацию процесса вычисления статического давления, согласования его с опорным давлением и, в конечном итоге, определения относительной высоты полёта, показан на рис. 3.

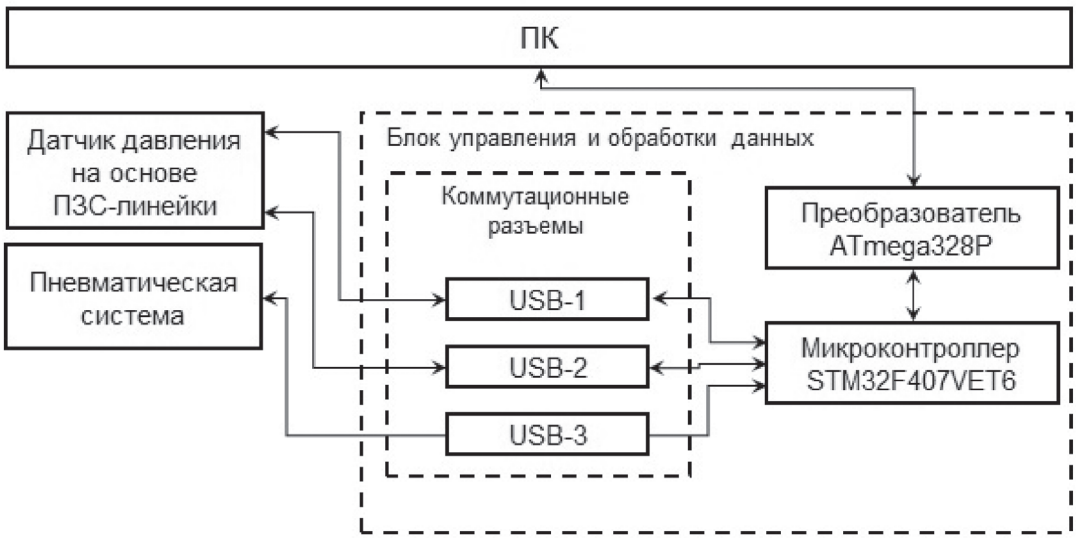


Рис. 3. Структурная схема блока управления и обработки данных

В блоке обработки и управления данными о значениях статического давления, получаемых с выходов датчиков, используются микроконтроллеры STM32F407VET6 и ATmega328P, которые позволяют осуществлять прямую связь с центральным процессором СВС. Функционально микроконтроллеры обеспечивают математическую обработку сигналов и обмен данными с персональным компьютером (ПК). USB разъёмы, образующие узел коммутации, обеспечивают подключение аппаратных компонентов ПК к блоку управления и обработки данных.

Для использования в АПК и автоматизации установки и корректировки опорного давления применяются разработанные авторами [10] усовершенствованные датчики давления, у которых упругие мембраны являются первичными преобразователями, а вторичные преобразователи – это приборы с зарядовой связью (ПЗС-линейки) [11]. Принцип действия датчиков основан на определении величины смещения оптического пятна по поверхности ПЗС-линейки, которое осуществляется в зависимости от измеряемого давления. Далее проводится вычисление координат светового пятна при использовании центроид-метода [12]. Первоначально определяется номер пиксела линейки $X_{\max}$, амплитуда сигнала которого соответствует локальному максимуму в пределах светового пятна на фоточувствительной поверхности (рис. 4).

Рис. 4. Распределение амплитуды напряжения по пикселам ПЗС-линейки в пределах светового пятна

Затем выделяется область из a пикселов до максимума и a пикселов после максимума. Количество пикселов a выбирается таким образом, чтобы охватить все пикселы вокруг локального максимума, амплитуда сигнала которых на 10 % превышает начальный (темновой) уровень. Далее для данной области осуществляется вычисление центра тяжести оптического пятна C, выраженное в номере пиксела, по формуле:

$$C = \frac{\sum\limits_{i=X_{\max}-a}^{X_{\max}+a} (A_i X_i)}{\sum\limits_{i=X_{\max}-a}^{X_{\max}+a} A_i}, \qquad (2)$$

где A_i – амплитуда сигнала с i-го пиксела в окрестностях пятна.

Использование центроид-метода позволило свести к минимуму влияние внешних возмущающих факторов, в частности, вибраций.

Экспериментальная проверка

Цель экспериментальных исследований – оценка точности определения статического давления с помощью разработанного датчика, причём в качестве критерия использована точность измерения положения жёсткого центра упругого чувствительного элемента (УЧЭ). Выбор определён тем обстоятельством, что итоговая точность датчика давления будет ограничена точностью УЧЭ. Структурно-функциональная схема экспериментальной установки для измерения положения жёсткого геометрического центра УЧЭ показана на рис. 5.

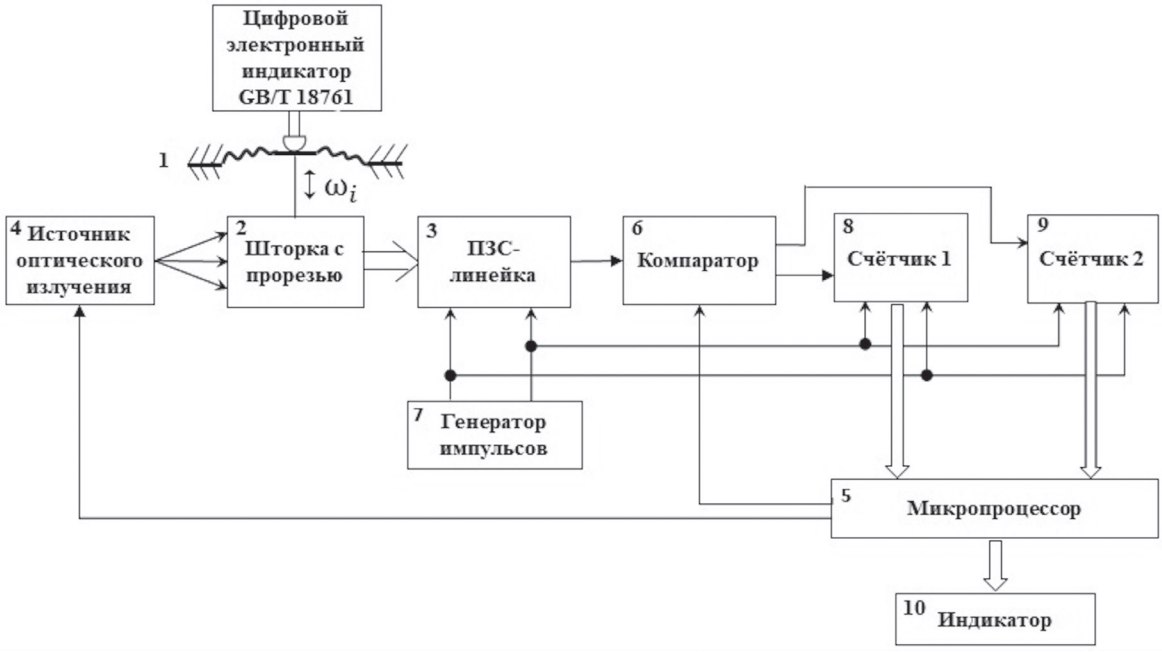


Рис. 5. Структурно-функциональная схема экспериментальной установки

При создании перепада давлений с помощью вакуумного насоса мембрана 1 прогибается, и, синхронно с ней, смещается шторка с прорезью 2, перемещая по поверхности ПЗС-линейки 3 сформированное прорезью световое пятно от источника оптического излучения 4. Выходы микропроцессора 5 подключены к инвертирующему и неинвертирующему входам компаратора 6. Выходы генератора импульсов 7 подключены к управляющим входам ПЗС-линейки, а также к счётным входам и входам сброса первого 8 и второго 9 счётчиков. Цифровой выход микроконтроллера подключён к входу индикаторного устройства 10. Методика измерения положения жёсткого геометрического центра УЧЭ заключалась в пошаговом задании линейной составляющей ω_i малого перемещения мембраны УЧЭ. Значения координат прогиба мембраны измерялись цифровым электронным индикатором GB/T 18761, точность измерения которого составляет 0,001 мм, и вычислялись путём оцифровки и математической обработки опрошенных пикселов ПЗС-линейки. Последовательность значений ω_1, ω_2, … ω_m, где m – число измерений, полученных в результате эксперимента, рассматривалась как совокупность значений распределённых независимых случайных величин. Статистический анализ выполнен в соответствии с рекомендациями [13].

Для эксперимента выбрана мембрана из бериллиевой бронзы БрБ2 пильчатого профиля с тремя гофрами, радиус мембраны 25 мм, толщина 0,22 мм, глубина гофры 0,75 мм, а радиус

жёсткого центра – 5 мм. Результаты измерения давления P и эквивалентной высоты H представлены в таблице.

Результаты измерения давления и эквивалентной высоты

Параметр	Значение								
H, м	–500	0	500	1000	3000	6000	12000	15000	20000
Абсолютная погрешность $\pm\Delta H$, м	0,87	0,89	0,93	0,98	1,00	1,09	1,86	2,16	5,34
Среднее квадратическое отклонение S_H, м	0,327	0,342	0,354	0,371	0,386	0,431	0,682	0,956	1,238
P, Па	107438	101325	95496	89941	70269	47404	19481	11713	4411
Абсолютная погрешность $\pm\Delta P$, Па	12,16	11,87	11,27	11,04	9,72	6,93	6,68	6,46	6,22
Среднее квадратическое отклонение S_P, Па	4,97	4,77	4,23	4,02	3,48	2,71	2,26	2,04	1,97
Прогиб мембраны ω_0, мм	0,957	0,821	0,795	0,615	0,592	0,467	0,206	0,08	0,02

В настоящее время широкое распространение в СВС получили серийно выпускаемые генераторные датчики давлений. Сравнение характеристик генераторного датчика ДДГ-2 и экспериментального датчика, предложенного авторами, позволило констатировать:

- погрешность измерения давления уменьшилась до 13,14 Па против 32 Па;
- потребляемая мощность уменьшилась до 280,708 мВт против 1000 мВт;
- масса датчика уменьшилась до 213 г против 400 г.

Заключение

Предлагаемые решения позволяют организовать передачу информации о давлениях QNH и QFE в виде параллельного кода от наземных источников и на выходе датчика давлений. Кроме того, использование оптоэлектронных преобразователей информации позволило уменьшить, в сравнении с серийно выпускаемыми датчиками давления, погрешность измерения давления, потребляемую мощность и массу конструкции. В качестве критерия для оценки характеристик разработанных датчиков давления использована точность измерения положения геометрического центра упругого чувствительного элемента. Таким образом, бортовая информационная система измерения статического давления наилучшим образом может быть согласована с информационным каналом передачи данных о давлении от наземного стационарного высокоточного (типа ARINC и SITA) источника. Это позволит использовать барометрический датчик давления для измерения истинной высоты полёта ВС на этапе захода на посадку в качестве дублёра радиовысотомера.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Алмазов В. В., Макаров Н. Н., Сорокин М. Ю. Оценка характеристик аэрометрических систем // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2017. № 1(2). С. 385–390. https:// elibrary.ru/ztpojr

2. Прохоров С. А., Куликовских И. М. Создание комплекса программ на основе пространственной схемы взаимодействия объектов // Программные продукты и системы. 2012. № 3. С. 5–8. https://elibrary.ru/oxsjar

3. Тайманов Р. Е., Сапожникова К. В. Проблемы создания нового поколения интеллектуальных датчиков // Датчики и системы. 2004. № 11. С. 50–58. https://elibrary.ru/jtzqyn

4. Самолёт RRJ-95B: руководство по лётной эксплуатации. В 4-х частях. Часть 1. Подготовка и выполнение полёта. Москва: ЗАО «ГСС», 2011. 502 с.

5. Самолёт RRJ-95B: руководство по лётной эксплуатации. В 4-х частях. Часть 2. Эксплуатация систем и оборудования. Москва: ЗАО «ГСС», 2011. 1150 с.

6. Акимова Г. П., Соловьёв А. В. Методология оценки надёжности иерархических информационных систем // Труды ИСА РАН. 2006. Т. 23.. С. 18–47. https://elibrary.ru/kbxhkd

7. Стулов А. В. Эксплуатация авиационного оборудования спутниковой навигации. Москва: Воздушный транспорт, 2002. 256 с.

8. ИКАО Doc 8168. Правила аэронавигационного обслуживания. Производство полётов воздушных судов. Том 1. Правила производства полётов. 5-е изд. Монреаль: ИКАО, 2006. 386 с.

9. Программа управления микроконтроллерами семейства STM32F4, обеспечивающая измерение линейных перемещений чувствительных элементов датчиков, использующих оптические преобразователи: программа для ЭВМ RU 2019612079 / Р. А Борисов, И. В. Антонец // Программы для ЭВМ. Базы данных. ТИМС. 2019. № 2.

10. Борисов Р. А., Антонец И. В., Кротов А. В. Методология разработки датчика статического и полного давлений на базе упругих чувствительных элементов и оптических линеек // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. 2021. № 1(134). С. 33–50. https://doi.org/10.18698/0236-3933-2021-1-33-50

11. Черторийский А. А., Низаметдинов А. М., Борисов Ю. С. Применение многоэлементной фотоприёмной линейки в датчике линейных перемещений // Вузовская наука в современных условиях: Сборник материалов 52-й научно-технической конференции. Ч. 2. Ульяновск: УлГТУ, 2018. С. 32–35.

12. Веснин В. Л. Метод гауссовской аппроксимации пика спектра отражения волоконно-оптического брэгговского датчика // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2003. Т. 5. № 1. С. 156–164. https://elibrary.ru/grfibr

13. Борисов Р. А., Антонец И. В. Метод определения величины прогиба упругого чувствительного элемента, измеряющего статическое давление // История, современность, перспективы развития: сборник материалов II международной заочной научно-практической конференции БГАА. Минск, 2017. С. 120–122.

References

1. Almazov V. V., Makarov N. N., Sorokin M. Yu. Assessment of aero metric systems characteristics, *Izvestia of Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences*, 2017, no. 1(2), pp. 385–390. (In Russ.)

2. Prokhorov S. A., Kulikovskikh I. M. Creation of software system on the basis of spatial object interaction diagram, *Software & systems*, 2012, no. 3, pp. 5–8. (In Russ.)

3. Tajmanov R. E., Sapozhnikova K. V. The problems of creating new generation intelligent sensors, *Datchiki i sistemi*, 2004, no. 11, pp. 50–58. (In Russ.)

4. Samolyot RRJ-95B: rukovodstvo po lyotnoj ehkspluatatsii, in 4 parts. Part 1. Podgotovka i vypolnenie polyota. Moscow, ZAO GSS Publ., 2011, 502 p. (In Russ.)

5. Samolyot RRJ-95B: rukovodstvo po lyotnoj ehkspluatatsii, in 4 parts. Part 2. Ehkspluatatsiya sistem i oborudovaniya, Moscow, ZAO GSS Publ., 2011, 1150 p. (In Russ.)

6. Akimova G. P., Solovyov A. V. Metodologiya otsenki nadezhnosti ierarkhicheskikh informatsionnykh system, *Proceedings of the ISA RAS*, 2006, vol. 23, pp. 18–47. (In Russ.)

7. Stulov A. V. *Ehkspluatatsiya aviatsionnogo oborudovaniya sputnikovoj navigatsii [Operation of aviation equipment for satellite navigation]*. Moscow, Vozdushnyj transport Publ., 2002, 256 p. (In Russ.)

8. ICAO Doc 8168. Rules of air navigation services. Aircraft flight operations. Vol. 1. Flight Operations Rules. 5 ed. ICAO, Montreal, 2006, 386 p.

9. Borisov R. A, Antonets I. V. Computer Programm RU 2019612079, *Computer programs*. *Databases. TIC*, no. 2 (2019).

10. Borisov R. A., Antonets I. V., Krotov A. V. Methodology for the development of a static and total pressure sensor based on elastic sensitive elements and optical rulers, *Bulletin of MGTU im. N. E. Bauman*, 2021, no. 1(134), pp. 33–50. (In Russ.) https://doi.org/10.18698/0236-3933-2021-1-33-50

11. Chertorijskij A. A., Nizametdinov A. M., Borisov Yu. S. Primenenie mnogoehlementnoj fotopriemnoj linejki v datchike linejnykh peremeshchenij [Application of a multi-element photodetector ruler in a linear displacement sensor]. *Vuzovskaya nauka v sovremennykh usloviyakh, Collection of materials of 52 scientific and techical conference, part 2*, Ulyanovsk, UlGTU Publ., 2018, pp. 32–35. (In Russ.)

12. Vesnin V. L. Method of Gaussian approximation of the peak of the reflection spectrum of a fiber-optic Bragg sensor, *Proceedings of the Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences*, 2003, vol. 5, no.1, pp. 156–164. (In Russ.)

13. Borisov R. A., Antonets I. V. Metod opredeleniya velichiny progiba uprugogo chuvstvitel'nogo ehlementa, izmeryayushchego staticheskoe davlenie [Method for determining the deflection value of an elastic sensitive element that measures static pressure]. *History, modernity, development prospects: collection of materials of the II international correspondence scientific and practical conference of the BSAA*, Minsk, 2017, pp. 120–122. (In Russ.)

Информация об авторах

Антонец Иван Васильевич, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры авиационной техники, Ульяновский институт гражданской авиации имени Главного маршала авиации Б. П. Бугаева, Ульяновск, Россия, iv.antonec@yandex.ru

Борсоева Вера Владимировна, старший специалист, авиакомпания «Россия», Санкт-Петербург, Россия, borsoeva_vera@mail.ru

Борсоев Владимир Александрович, доктор технических наук, главный специалист, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, Borsoev-SibSau@mail.ru

Борисов Руслан Андреевич, кандидат технических наук, ведущий инженер-программист, ООО «ДС БАРС», Москва, Россия, ruslanbor82@yandex.ru

Нигматуллина Лилия Ауфатовна, аспирант, Ульяновский институт гражданской авиации имени Главного маршала авиации Б. П. Бугаева, Ульяновск, Россия, lily-nig@yandex.ru

Authors information

Antonets Ivan V., Doctor of Sciences (Engineering), Professor of the Department of Aeronautical Engineering, Ulyanovsk Civil Aviation Institute, Ulyanovsk, Russia, iv.antonec@yandex.ru

Borsoeva Vera V., Prime Specialist, Rossiya Airlines, Saint Petersburg, Russia, borsoeva_vera@mail.ru

Borsoev Vladimir A., Doctor of Sciences (Engineering), Chief Specialist, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, Borsoev-SibSau@mail.ru

Borisov Ruslan A., Candidate of Sciences (Engineering), Leading Software Engineer, DS BARS LLC Moscow, Russia, ruslanbor82@yandex.ru

Nigmatullina Liliya A., Graduated Student, Ulyanovsk Civil Aviation Institute, Ulyanovsk, Russia, lily-nig@yandex.ru

Статья поступила в редакцию 04.07.2023; одобрена после рецензирования 12.10.2023; принята к публикации 19.10.2023.
The article was submitted 04.07.2023; approved after reviewing 12.10.2023; accepted for publication 19.10.2023.

Научная статья
УДК 351.814.2:662.75

УПРАВЛЕНИЕ РИСКАМИ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ В ЧАСТИ АВИАТОПЛИВООБЕСПЕЧЕНИЯ

О. Г. МАЛЬЦЕВ, Н. С. БОРОДИНА, Л. И. ПОРЕЧНАЯ

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. В статье рассмотрены вопросы управления рисками гражданской авиации (ГА), возникающими в ходе осуществления процессов обеспечения гражданских воздушных судов (ВС) авиационными горюче-смазочными материалами (авиаГСМ) и специальными жидкостями (СЖ) при функционировании систем авиатопливообеспечения воздушных перевозок в транспортных системах страны. Впервые проведена оценка рисков отечественной ГА в части авиаГСМ и СЖ с использованием основных подходов, изложенных в Методологии ИКАО по оценке эксплуатационных рисков в поле авиационных событий. В статье показаны источники возникновения рисков, дан их перечень. Впервые сформирован реестр факторов рисков. По результатам проведённого исследования материалов расследований авиационных событий и отказов авиационной техники авторами статьи разработаны предложения по минимизации рисков ГА в части авиаГСМ и СЖ.

Ключевые слова: авиационное топливо, авиационные горюче-смазочные материалы, специальные жидкости, воздушное судно, управление рисками, безопасность полётов, гражданская авиация, транспортные системы страны

Для цитирования: Мальцев О. Г., Бородина Н. С., Поречная Л. И. Управление рисками гражданской авиации в части авиатопливообеспечения // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 44. С. 81–90.

CIVIL AVIATION RISK MANAGEMENT IN REGARD TO AIRCRAFT FUEL SUPPLY

O. G. MALTSEV, N. S. BORODINA, L. I. PORECHNAYA

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

Abstract. The article deals with the issues of civil aviation risk management arising during the implementation of the processes of providing civil aircraft with aviation fuels and lubricants and special liquids during the operation of aviation fuel supply systems for air transportation. For the first time, civil aviation risks were assessed in terms of aviation fuel and lubricants using the main approaches set out in the ICAO Methodology for Assessing Operational Risks in the field of aviation events. The article identifies the sources of risks, gives a list of these risks. Based on the results of the work carried out, the authors of the article have made proposals to minimize the risks of civil aviation in terms of aviation fuel and lubricants.

Keywords: aviation fuel, aviation fuels and lubricants, special liquids, aircraft, risk management, flight safety, civil aviation, transport systems of the country

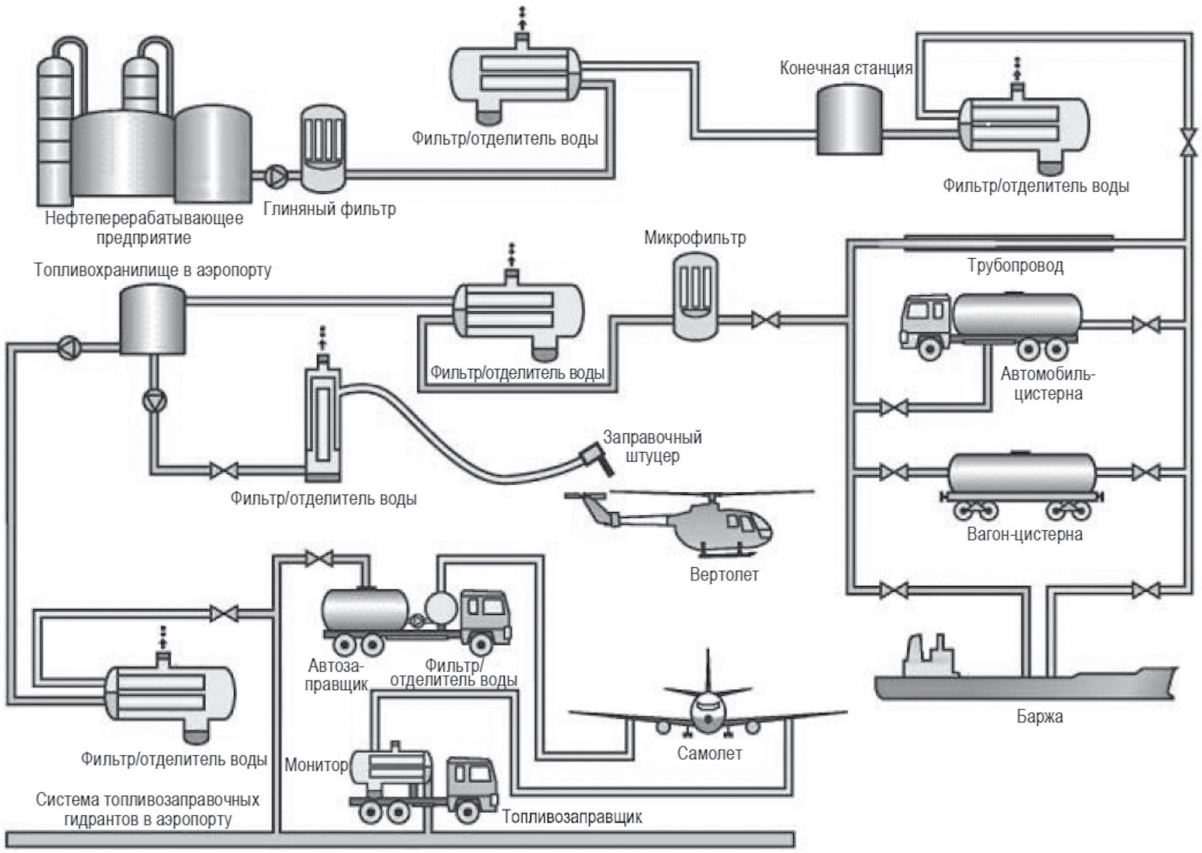
For citation: Maltsev O. G., Borodina N. S., Porechnaya L. I. Civil aviation risk management in regard to aircraft fuel supply, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 44, pp. 81–90. (In Russ.)

© О. Г. МАЛЬЦЕВ, Н. С. БОРОДИНА, Л. И. ПОРЕЧНАЯ, 2023

Введение

Первым этапом обеспечения ГА авиаГСМ и СЖ является государственное регулирование всего авиатопливообеспечения воздушных перевозок в транспортных системах страны, вторым – разработка, производство и модернизация авиаГСМ и СЖ; третьим – поставка авиаГСМ и СЖ в аэропорт; четвёртым – применение авиаГСМ и СЖ в аэропорту (подготовка к заправке и заправка ВС).

В целях визуализации процесса обеспечения авиаГСМ и СЖ и выявления факторов рисков, формирующих их на различных этапах, используем типовую схему обеспечения ГА реактивным топливом [1, рис. 1-1]. Процесс поставки топлива для реактивных двигателей выбран для наглядности. Этапы обеспечения ГА другими авиаГСМ и СЖ происходят аналогичным образом.



Типовая схема обеспечения ГА реактивным топливом [1, рис. 1-1]

Недостаточный уровень чистоты и качества авиаГСМ и СЖ, заправляемых в ВС, в отдельных случаях приводит к возникновению того или иного авиационного события, в том числе и катастрофы, что подтверждается данными Росавиации, содержащимися в «Архиве материалов расследований инцидентов и производственных происшествий»[1].

Процесс управления эксплуатационными рисками состоит из трёх этапов: выявление опасностей, оценка рисков и снижение рисков (смягчение, по терминологии ИКАО). Главная цель управления рисками – обеспечить, чтобы все риски оставались на приемлемом уровне [2].

[1] Архив материалов расследований инцидентов и производственных происшествий Росавиации (АМРИПП Росавиации). URL: https://archive.aviaregistr.ru/

В целях выявления опасностей авторами принимается во внимание, что риски формируются на всех этапах обеспечения гражданских ВС авиаГСМ и СЖ.

По результатам выявленных на каждом этапе в рамках проведённого анализа материалов расследований авиационных событий и отказов авиационной техники, факторов рисков (опасностей) сформирован реестр, включающий риски и факторы, участвующие во всех процессах.

Цель и методы исследования

Цель данной статьи – конкретизировать риски ГА, возникающие в ходе осуществления процессов обеспечения гражданских ВС авиаГСМ и СЖ при функционировании систем авиатопливообеспечения воздушных перевозок, путём их выявления и классификации, а также классифицировать факторы, формирующие риски. Эта цель реализуется путём составления перечня определённых в ходе работы рисков и проведения анализа наиболее весомых факторов, формирующих их.

При исследовании применялся экспертный метод анализа информации, полученной по результатам испытаний авиаГСМ и СЖ, в том числе проб, осадков и отложений, доставленных с мест возникновения авиационных событий и/или отказов авиационной техники. При этом использовался экспертный метод наблюдения за функционированием объектов авиатопливообеспечения в аэропортах ГА, применяемый в рамках функционирования системы добровольной сертификации объектов ГА при инспекциях и отборах проб авиаГСМ.

Особое внимание уделялось анализу отдельных событий с точки зрения определения их влияния на безопасность полётов. При этом, по рекомендациям [2] выделялись события, которые отражали высокий уровень риска и, как следствие, требовали принятия срочных мер.

«Отдельные События, оказывающие влияние на безопасность, могут отражать высокий уровень риска и, как следствие, требовать принятия срочных мер. Поэтому риски всех происходящих событий необходимо оценивать. Этот шаг называется “Классификация риска события (КРС)”.» [2]

«Процесс выявления опасностей может вести к выявлению проблемных вопросов безопасности, риски которых необходимо оценить, чтобы определить, есть ли необходимость в принятии мер, и если есть, то каких именно. Этот шаг называется “Оценка риска проблемных вопросов безопасности (ОРПБ)”.» [2]

Для выработки рекомендаций, выполнение которых позволит снизить вероятность реализации рисков или, по терминологии ИКАО «смягчить» их, использовался метод обобщения полученных материалов.

Основные результаты

Классификация риска события (КРС). В ходе проведённой классификации авторами сделаны выводы о рисках, возникающих для ГА в результате произошедшего авиационного события, причиной которого послужил уровень чистоты и качества авиаГСМ и СЖ, определённый в стандартах, технических регламентах Таможенного союза и документах ГА.

Учитывая большой объём авиационных событий, произошедших по причинам, связанным со свойствами авиаГСМ и СЖ, далее приводятся выборочные данные, являющиеся, по мнению авторов, наиболее репрезентативными, с классификацией риска события.

1. 20.04.2022.

RRJ-95LR-100 борт. № RA-89088 и № RA-89082.

Срабатывание табло о засорении левого и правого топливного фильтра. По результатам работы комиссии по расследованию установлено, что «наиболее вероятной причиной авиационного инцидента, явилась заправка ВС RRJ-95LR-100 борт. № RA-89082, RRIJ-95LR-100 борт.

№ RA-89088 из топливозаправщика с установленными на нём разрушающимися фильтроэлементами, волокна и элементы которых в большом количестве обнаружены на фильтрах ВС, и, как следствие, попадание в топливную систему ВС технологических загрязнений из средств заправки и хранения авиатоплива и загрязнений из окружающей среды».

Установленный риск в результате реализации опасного фактора «Неспособность заправляемых авиаГСМ и СЖ обеспечить ресурс и работоспособность узлов и агрегатов ВС» вследствие недостаточной квалификации персонала или использования оборудования и средств заправки ненадлежащей степени подготовленности приводит к возникновению авиационного события.

2. 22.01.2021.

Ми-8АМТ борт. № RA-24151.

Остановка двигателя в полёте. По результатам работы комиссии по расследованию установлено, что «причиной авиационного инцидента явилось падение давления масла левого двигателя из-за засорения масляного фильтра (более 50 % площади фильтроэлемента) продуктами распада (кокса) масла. Обнаружение продуктов распада масла на фильтроэлементах свидетельствует о разложении масла, то есть о его возможно некачественных характеристиках».

Установленный риск в результате реализации опасного фактора «Поставка в ГА продуктов с эксплуатационными характеристиками, не способными обеспечить ресурс и работоспособность узлов и агрегатов ВС» вследствие неконтролируемого изменения технологии производства авиамасла приводит к возникновению авиационного события.

3. 14.02.2021.

RRJ-95B борт. № RA-80137.

Срабатывание табло о засорении левого и правого топливного фильтра. По результатам работы комиссии по расследованию установлено, что «причиной срабатывания сигнализации засорение топливных фильтров обоих двигателей на ВС RRJ-95B-100 борт. № RA-89137 стало наличие в топливе нехарактерных соединений, подобных по составу и характеру загрязнения из окружающей среды типа “глины” с включением песка, имеющих свойство “вбиваться” в мембранный фильтр и затвердевать в присутствии воды, предположительно, попавшие в топливную систему в результате разовых промежуточных заправок, характерных для морских регионов».

Установленный риск в результате реализации опасного фактора «Неспособность заправляемых авиаГСМ и СЖ обеспечить ресурс и работоспособность узлов и агрегатов ВС» вследствие недостаточного уровня компетентности персонала и руководителей и использования на объектах авиатопливообеспечения оборудования, не в полной мере обладающего готовностью обеспечить чистоту и качество выдаваемых на заправку ВС авиаГСМ и СЖ, приводит к возникновению авиационного события.

4. 14.08.2018.

А-321, борт. № VP-BRS.

Срабатывание табло о засорении левого и правого топливного фильтра. По результатам работы комиссии по расследованию установлено, что «причиной авиационного инцидента явился неудовлетворительный уровень топливообеспечения ВС при разовых заправках, в том числе в аэропорту “Бодрум”, выразившийся в наличии в авиатопливе воды и примесей смол, полисилоксановых соединений, материалов на полиэфирной основе, применяемых для наземной фильтрации топлива, микробиологических загрязнений, что в итоге привело к нарушению нормальных условий эксплуатации ВС».

Установленный риск в результате реализации опасных факторов «Попадание в товарный продукт сторонних веществ и соединений, несущих угрозу эксплуатационной безопасности ВС» вследствие неконтролируемого использования реагентов, катализаторов, присадок приводит к возникновению авиационного события.

Оценка рисков и их факторов. Проводя анализ имеющихся данных, авторы статьи выявили наиболее важные факторы, формирующие риски для безопасности полётов ГА в части применения авиаГСМ и СЖ.

В ходе анализа была установлена прямая зависимость безопасности полётов гражданских ВС от эксплуатационных свойств применяемых авиаГСМ.

Так, с 2014 по 2022 год в ГосНИИ ГА доставлялись пробы, остатки или отложения авиаГСМ и СЖ с мест возникновения 220 авиационных событий. В 40 случаях государственными комиссиями было установлено, что свойства авиаГСМ и СЖ явились причинами возникновения событий. Дополнительно в 62 случаях при участии авторов установлено, что по свойствам авиаГСМ и СЖ имели отклонения, вызвавшие отказы узлов и агрегатов ВС, что, по мнению авторов статьи, явилось сопутствующим фактором причин возникновения авиационного события.

Нормативными правовыми актами ГА связь между работоспособностью узлов и агрегатов гражданских ВС и свойствами авиаГСМ и СЖ не установлена. Такое положение вещей позволяет поставлять в ГА нефтепродукты, полностью соответствующие требованиям, установленным документами технического регулирования (стандартами и техническими регламентами), но по факту способные вызвать (и уже вызывавшие) отказы авиационной техники. По мнению авторов статьи данный фактор опасности требует принятия «срочных мер» по терминологии [2]. Таковыми могут являться: издание федеральным органом исполнительной власти, уполномоченным в области ГА, директив по безопасности полётов, устанавливающих дополнительные методы контроля качества авиаГСМ или дополнительные процедуры их оценки, либо внесение изменений в нормативные правовые акты, устанавливающие государственные требования к указанным методам или процедурам. Исследования [3], проведённые в данном направлении деятельности ГА, также говорят о том, что использования традиционных методов недостаточно для эффективной деятельности по обеспечению приемлемого уровня безопасности полётов.

В табл. 1–4 приведены результаты анализа рисков – реестры факторов, формирующих риски, для каждого из этапов авиатопливообеспечения.

Таблица 1

Первый этап. Государственное регулирование авиатопливообеспечения воздушных перевозок

Признаки фактора опасности	Фактор опасности
Отсутствие или недостаточность нормативных правовых актов: - неактуальность нормативных технических документов, таких как ДВ-126, Инструкция 9И и других, разработанных в 90-е годы XX века; - отсутствие функций по надзору и контролю за авиатопливообеспечением воздушных перевозок в федеральных органах исполнительной власти, осуществляющих функции в области ГА; - отсутствие законодательно закреплённой зависимости работоспособности узлов и агрегатов гражданских ВС от уровня чистоты и качества заправляемых в ВС авиаГСМ	Выполнение процессов и процедур авиатопливообеспечения без требований по соответствию их результатов для обеспечения безопасности полётов
Отсутствие гармонизации российских норм с международными нормами ИКАО	Недостаточность требований к обеспечению безопасности полётов гражданских ВС в части авиаГСМ и СЖ и неактуальность большинства существующих требований
Превалирование внутрикорпоративных требований над требованиями безопасности полётов гражданских ВС	Сокрытие факторов опасности, формирующихся на объекте авиатопливообеспечения

Окончание таблицы 1

Признаки фактора опасности	Фактор опасности
Исключение специалистов по авиаГСМ из перечня авиационного персонала	Снижение уровня квалификации персонала из-за отсутствия обязательных требований
Недостаточность требований стандартов на авиаГСМ и Технических регламентов Таможенного союза (разработаны для производителя, а не ГА как потребителя): нет требований к способности продукции обеспечить работоспособность узлов и агрегатов ВС и, как следствие, требуемый уровень безопасности полётов. Документы разрабатываются сторонними ведомствами, не входящими в авиационную отрасль, привлечение ГосНИИ ГА осуществляется только на стадии согласования в отдельных случаях	Поступление в ГА продуктов со свойствами, не способными обеспечить работоспособность узлов и агрегатов ВС
Отсутствие требований (либо рекомендаций) по проектированию, строительству и эксплуатации объектов авиатопливообеспечения	Эксплуатация объектов авиатопливообеспечения, запроектированных и построенных с недостатками, отрицательно влияющими на безопасность и регулярность полётов

Таблица 2

Второй этап. Процессы разработки, производства и модернизации авиаГСМ и СЖ

Признаки фактора опасности	Фактор опасности
Нестабильность сырья	Невозможность производства качественного товарного продукта
Неконтролируемое использование реагентов, катализаторов, присадок	Попадание в товарный продукт сторонних веществ и соединений, несущих угрозу эксплуатационной безопасности ВС
Неконтролируемое изменение технологии производства	Поставка в ГА продуктов с эксплуатационными характеристиками, не способными обеспечить работоспособность узлов и агрегатов ВС
Неэффективная фильтрация компонентов и товарного сырья	Поставка в ГА продуктов с повышенным содержанием механических примесей, фильтрация и отстаивание которых в аэропорту могут оказаться затруднены

Таблица 3

Третий этап. Процесс поставки авиаГСМ и СЖ в аэропорт

Признаки фактора опасности	Фактор опасности
Отгрузка в неподготовленные транспортные средства (железнодорожные и автоцистерны, танкеры, магистральные продуктопроводы)	Попадание в авиаГСМ сторонних веществ и соединений, несущих угрозу эксплуатационной безопасности ВС, а также поставка в ГА продуктов с повышенным содержанием механических примесей, фильтрация и отстаивание которых в аэропорту могут оказаться затруднены
Смешение авиаГСМ с не авиационными ГСМ на этапе доставки в аэропорт	Поставка в ГА авиаГСМ с эксплуатационными характеристиками, имеющими отклонения от штатных авиаГСМ, применяемых в ГА и, как следствие, неспособных обеспечить работоспособность узлов и агрегатов ВС

Таблица 4

Четвёртый этап. Процесс применения авиаГСМ и СЖ в аэропорту (подготовка к заправке и заправка ВС)

Признаки фактора опасности	Фактор опасности
Недостаток инфраструктуры (резервуарный парк, топливозаправщики, персонал, лабораторное и технологическое оборудование)	Нарушение технологии подготовки авиаГСМ и СЖ к заправке ВС и/или контроля их качества
Недостаточная компетентность персонала и руководителей	
Используемое на объектах авиатопливообеспечения оборудование не в полной мере обладает готовностью обеспечить чистоту и качество выдаваемых на заправку ВС авиаГСМ и СЖ	Непригодность заправляемых в ВС авиаГСМ и СЖ
Поступление на заправку ВС авиаГСМ или СЖ, содержащих скрытые дефекты со стадии производства или транспортирования (полисилоксаны, азотсодержащие вещества, хлор, медь, цинк, сложные эфиры, мелкодисперсные примеси)	Неспособность персонала топливозаправочной организации выявить скрытые дефекты качества авиаГСМ

Таким образом, по результатам классификации рисков событий, анализа рисков и их факторов можно сделать вывод о том, что в ГА при применении авиаГСМ и СЖ сформировалось два основных риска:

1. Поступление в ГА для заправки ВС авиатоплива, не способного обеспечивать работоспособность узлов и агрегатов ВС (риск для безопасности полётов).

2. Риск возникновения сбоев в наземном обслуживании ВС в части обеспечения авиаГСМ и СЖ (риск для регулярности полётов).

Анализ полученных результатов и исходных данных позволяет сделать вывод о существующих в отрасли предпосылках, влияющих на вероятность реализации рисков.

1. Отсутствие системы допуска авиаГСМ и СЖ к применению на авиационной технике.

2. Недостаточность требований национальных и межгосударственных стандартов ГОСТ 10227[2], ГОСТ Р 52050[3] на авиатоплива и недостаточность ТР ТС 013/2011[4] и ТР ТС 030/2012[5]:

- не ограничено содержание в топливе для реактивных двигателей меди, цинка, кадмия, FAME, SAP, полисилоксанов, хлора, азотосодержащих веществ, противотурбулентных и других присадок, микробиологического заражения;

- не обеспечены требования современных, энергонагружённых ВС по отдельным показателям качества топлива (фракционный и компонентный состав, температура вспышки, термоокислительная стабильность).

3. Отсутствие систем управления качеством и управления безопасностью полётов на всех этапах обеспечения ГА авиатопливом, от производства до бака ВС (несоблюдение рекомендаций ИКАО [1]).

---

[2] ГОСТ 10227-2013. Топливо для реактивных двигателей. Технические условия.

[3] ГОСТ Р 52050-2006. Топливо авиационное для газотурбинных двигателей Джет А-1 (Jet A-1). Технические условия.

[4] Технический регламент Таможенного союза «О требованиях к автомобильному и авиационному бензину, дизельному и судовому топливу, топливу для реактивных двигателей и мазуту» (ТР ТС 013/2011), принят решением Комиссии Таможенного союза от 18.10.2011 № 826 (ред. от 19.12.2019).

[5] Технический регламент Таможенного союза «О требованиях к смазочным материалам, маслам и специальным жидкостям» (ТР ТС 030/2012), принят решением Совета Евразийской экономической комиссии от 20.07.2012 № 59 (ред. от 03.03.2017).

4. Недостаточность прослеживаемости авиаГСМ и СЖ при поставке в аэропорт.

5. Условия договора поставки авиаГСМ и СЖ между поставщиком и эксплуатантом ВС, как правило, не соответствуют положениям ст. 469, 470[6], ссылаются на достаточность требований ТР ТС 030/2012 или ГОСТ Р 58636-2019[7] и стандартов на продукцию ГОСТ 10227, ГОСТ Р 52050. Отсутствуют положения о соответствии свойств заправляемых авиаГСМ ожидаемым условиям эксплуатации ВС.

6. Отсутствие или недостаточность лабораторного контроля качества топлива в аэропортах при применении процессов автодоставки, нехватка персонала, недостаточность количества лабораторных методов контроля при осуществлении автодоставки в аэропорты.

7. Дефицит квалифицированного персонала и отсутствие законодательно закреплённых требований к нему. Отсутствие требований к учебному заведению и периодичности повышения квалификации персонала.

8. Наличие фактически выявленных в части технологического оборудования предпосылок реализации рисков:

- нарушение установленного срока зачистки ёмкости резервуара или транспортного средства;
- использование подвижных транспортных систем для доставки авиационного топлива в режиме нецелевого назначения;
- недостаточность ёмкостей резервуарного парка для обеспечения сроков отстаивания авиатоплива;
- отсутствие отдельных резервуаров для сбора авиатоплива после проведения технологических операций (дренирования авиатоплива из штатных точек слива отстоя, проверок и испытаний технических средств);
- эксплуатация фильтров после превышения рекомендованного изготовителем срока службы или превышения установленной величины перепада давления;
- при принятии в эксплуатацию материалов, технологического оборудования, средств заправки, средств механизации и автоматизации не проводится процедура подтверждения того, что указанные объекты не способны оказывать отрицательного влияния на чистоту и качество контактирующих с ним авиаГСМ;
- недостаточность требований по эксплуатации оборудования в локальных нормативных документах оператора по авиаГСМ.

Полученные данные позволяют сделать вывод о том, что риск для безопасности полётов имеет степень вероятности реализации – «высокая» по терминологии [2] и требует немедленного принятия мер.

Риск для регулярности полётов имеет степень вероятности реализации «средняя» по терминологии [2] и требует дальнейших отслеживания и изучения.

Заключение

Данные, полученные в результате проведённого авторами анализа материалов, позволяют выработать следующие рекомендации по минимизации последствий рисков в авиатопливообеспечении ГА:

1. Требуется обосновать необходимость проведения и провести научно-исследовательскую работу (НИР) по анализу рисков в авиатопливообеспечении ГА в части авиаГСМ и СЖ.

---

[6] Гражданский кодекс Российской Федерации (часть вторая). Ст. 469, 470. 26.01.1996 № 14-ФЗ (ред. от 01.07.2021, с изм. от 08.07.2021, с изм. и доп., вступ. в силу с 01.01.2022).

[7] ГОСТ Р 58636-2019. Система защиты от фальсификаций и контрафакта. Прослеживаемость оборота продукции. Общие требования.

2. На основании полученных после проведения НИР результатов и выводов подготовить научно обоснованные предложения по:

- подготовке проекта приказа Минтранса России по управлению рисками в авиатопливообеспечении ГА, возникающими при поставке авиаГСМ и СЖ, определяющего порядок сохранности и контроля качества, гармонизированного с документом ИКАО [1];

- содержанию свода правил по проектированию и строительству объектов авиатопливообеспечения воздушного транспорта.

3. Провести НИР по оценке влияния существующих на сегодня в России различных технологий производства топлива для реактивных двигателей на его эксплуатационные свойства. На основании полученных результатов подготовить предложения по корректировке ГОСТ 10227, ГОСТ Р 52050 в части уточнения значений отдельных эксплуатационных показателей.

4. Подготовить проект отечественного национального стандарта по порядку эксплуатации технологического оборудования, устройств авиатопливообеспечения и средств заправки ВС.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. ИКАО Doc 9977 AN/489. Руководство по снабжению гражданской авиации реактивным топливом. Монреаль: ИКАО. 2012. 48 с.

2. Методология оценки эксплуатационного риска. Рабочая группа ARMS, 2007–2010. Монреаль: ИКАО. 2010. 72 с. [Электронный ресурс]. URL: https://helicopter.su/assets/media_sources/ehest-ihts/2016/ARMS/2%20-%20SMS%20-%20ARMS_Translation_RU.pdf (дата обращения 25.05.2023).

3. Макаров В. П. Разработка в авиакомпании системы менеджмента рисков в отношении безопасности полётов. Электронный журнал «Труды МАИ». 2013. № 68. [Электронный ресурс]. URL: https://trudymai.ru/upload/iblock/c9a/c9a09f137f4a3a3273a1a2c407096642.pdf?lang=ru&issue=68 (дата обращения: 18.07.2023).

References

1. ICAO Doc 9977 AN/489. Manual on Civil Aviation Jet Fuel Supply. ICAO, Montreal, 2012, 46 p.

2. Methodology of operational risk assessment. ARMS Working Group, 2007–2010. International Civil Aviation Organization, 2010, 72 p., available at: https://helicopter.su/assets/media_sources/ehest-ihts/2016/ARMS/2%20-%20SMS%20-%20ARMS_Translation_RU.pdf (accessed: 25.05.2023). (In Russ.)

3. Makarov V. P. Development of risk management system for flight safety in airline, *Electronic journal "Trudy MAI"*, 2013, no. 68, available at: https://trudymai.ru/upload/iblock/c9a/c9a09f137f4a3a3273a1a2c407096642.pdf?lang=en&issue=68 (accessed: 18.07.2023). (In Russ.)

Информация об авторах

Мальцев Олег Германович, руководитель направления аэропортовой деятельности и авиатопливообеспечения, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, maltsev_oleg@bk.ru

Бородина Нелля Семёновна, заместитель начальника отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, csavia@mail.ru

Поречная Людмила Ивановна, ведущий инженер, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, csavia@mail.ru

Authors information

Maltsev Oleg G., Head of the Airport Activities and Aviation Fuel Supply, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, maltsev_oleg@bk.ru

Borodina Nellya S., Deputy Head of Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, csavia@mail.ru

Porechnaya Lyudmila I., Lead Engineer, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, csavia@mail.ru

Статья поступила в редакцию 24.05.2023; одобрена после рецензирования 19.10.2023; принята к публикации 27.10.2023.
The article was submitted 24.05.2023; approved after reviewing 19.10.2023; accepted for publication 27.10.2023.

Обзорная статья
УДК 629.735.33

ФОРМИРОВАНИЕ ПОДХОДОВ ПО ДОКАЗАТЕЛЬСТВУ СООТВЕТСТВИЯ ТИПОВОЙ КОНСТРУКЦИИ САМОЛЁТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ ТРЕБОВАНИЯМ ПУНКТА 25.611 НОРМ ЛЁТНОЙ ГОДНОСТИ

П. В. ОБУХОВ

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. Рассмотрены основные вопросы, возникающие при формировании подходов по доказательству соответствия типовой конструкции самолётов транспортной категории требованиям п. 25.611 Авиационных правил Часть 25 (АП-25) и Норм лётной годности самолётов транспортной категории НЛГ 25. Несмотря на лаконичность, данный пункт норм включает в себя значительный объём работ. При этом не все разработчики воздушных судов (ВС) (далее в статье – Разработчики) и аккредитованные Росавиацией эксперты-аудиторы одинаково понимают, какой объём работ должен выполняться при доказательстве соответствия типовой конструкции ВС требованиям данного пункта. В статье обозначены основные подходы по доказательству или подтверждению соответствия типовой конструкции требованиям п. 25.611 АП-25 и НЛГ 25 при сертификации или одобрении главного изменения типовой конструкции и показан весь объём работ, который необходимо выполнять. Также рассмотрены применимые методы определения соответствия (МОС) типовой конструкции ВС требованиям п. 25.611 АП-25 и НЛГ 25.

Ключевые слова: авиационные правила, нормы лётной годности, самолёт транспортной категории, воздушное судно, сертификация, обеспечение доступа, эксплуатационная технологичность, эксплуатационная документация, инструкции по поддержанию лётной годности, поддержание лётной годности, транспортные системы страны

Для цитирования: Обухов П. В. Формирование подходов по доказательству соответствия типовой конструкции самолётов транспортной категории требованиям пункта 25.611 Норм лётной годности // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 44. С. 91–102.

FORMATION OF APPROACHES TO PROVE THE COMPLIANCE OF THE STANDARD DESIGN OF TRANSPORT CATEGORY AIRCRAFT WITH THE REQUIREMENTS OF PARAGRAPH 25.611 OF THE AIRWORTHINESS STANDARDS

P. V. OBUKHOV

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

Abstract. The main issues that arise when forming approaches to proving compliance of the standard design of transport category aircraft with the requirements of clause 25.611 of the Aviation Rules Part 25 (AP-25) and the Airworthiness Standards for transport category aircraft NLG 25 are considered. Despite its brevity, this paragraph of the standards includes significant scope of work. At the same time, not all aircraft developers

© П. В. ОБУХОВ, 2023

and expert auditors accredited by the Federal Air Transport Agency have the same understanding of the scope of work that must be performed to prove compliance of a standard aircraft design with the requirements of this paragraph. The purpose of the article is to outline the main approaches to proving or confirming compliance of a standard design with the requirements of clause 25.611 AP-25 and NLG 25 when certifying or approving a major change to a standard design and, additionally, to show the entire scope of work that needs to be performed. The applicable methods for determining compliance of a standard aircraft design with the requirements of clause 25.611 AP-25 and NLG 25 are also considered.

Keywords: aviation rules, airworthiness standards, transport category aircraft, aircraft, certification, access assurance, operational manufacturability, operational documentation, instructions for continued airworthiness, maintaining airworthiness, transport systems of the country

For citation: Obukhov P. V. Formation of approaches to prove the compliance of the standard design of transport category aircraft with the requirements of paragraph 25.611 of the airworthiness standards, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviatio*n, 2023, no. 44, pp. 91–102. (In Russ.)

Введение

До декабря 2022 года в России действовали АП-25[1], в которых была дана следующая формулировка п. 25.611:

«25.611. Обеспечение доступа

Должны быть обеспечены осмотр и проверка, включая осмотр основных элементов конструкции и систем управления; замена компонентов самолёта, обычно требующих замены; регулировки и смазки, необходимые для поддержания лётной годности (ПЛГ). Способы проведения осмотров и проверок любого из этих элементов конструкции и систем управления должны быть пригодны для проведения периодического осмотра и проверки. Средства неразрушающего контроля элементов конструкции могут применяться, когда непосредственного визуального контроля недостаточно и, если показана эффективность такого контроля и технология его выполнения представлена в Руководстве по технической эксплуатации (РЭ) в соответствии с требованиями п. 25.1529».

Авиационный регистр Межгосударственного авиационного комитета (АР МАК) в 2015 году выпустил АП-25 5-е изд. [1], в котором формулировка п. 25.611, указанная в АП-25 3-е изд., обозначена как 25.611(a), и к ней добавлен подпункт 25.611(b) следующего содержания: «(b) EWIS должны удовлетворять требованиям 25.1719».

При этом формулировка пункта, касающегося EWIS, следующая:

«25.1719. Обеспечение доступа: EWIS

Должен быть обеспечен доступ, позволяющий выполнить проверки и замены компонентов EWIS, необходимые для ПЛГ».

Это связано с тем, что в [1] появились дополнительные требования, которые вошли в Раздел H – «Средства передач энергии, коммутации и монтажа (EWIS)». Однако АП-25 5-е изд. до настоящего времени не введены в действие Минтрансом России.

Росавиацией в декабре 2022 года были введены НЛГ 25[2], в которых п. 25.611 изложен в полностью идентичной [1] редакции. В связи с этим в данной статье будут рассмотрены подходы по доказательству соответствия типовой конструкции самолётов транспортной категории требованиям пункта 25.611 с содержанием, приведённым в [1] и в НЛГ 25.

---

[1] Авиационные правила. Часть 25. Нормы лётной годности самолётов транспортной категории (АП-25) 3-е изд. с поправками с 25-1 по 25-6. 2009 г.

[2] НЛГ 25. Нормы лётной годности самолётов транспортной категории. Утверждены приказом Росавиации от 27.12.2022 № 961-П.

При этом работы по доказательству соответствия типовой конструкции самолётов требованиям п. 25.611 в редакции НЛГ 25 уже выполнялись, так как п. 25.611(b) и п. 25.1719 НЛГ 25 входили в сертификационный базис самолёта МС-21-300 в качестве специальных технических условий (СТУ).

Вследствие не совсем чёткой формулировки п. 25.611 и связанных с ним п. 25.1529 и п. 25.1719 НЛГ 25 и [1], их требования могут трактоваться не всегда однозначно. Так, например, в п. 25.611(a) сказано, что при оценке доступа к объектам технического обслуживания (ТО) необходимо оценивать технологию выполнения всех процедур ТО, указанных в инструкциях по поддержанию лётной годности (ИПЛГ), оформленных в соответствии с требованиями п. 25.1529, а не только технологию выполнения работ с применением средств неразрушающего контроля (НК). Ещё одна неоднозначность в том, что в п. 25.1719 указано, что доступ к компонентам EWIS должен быть таким, чтобы он позволял выполнить только проверки и замены, при этом не учтено, что на компонентах EWIS необходимо выполнять и другие процедуры ТО, например, очистки. Более того, название пункта «Обеспечение доступа» не отражает смысл тех требований, которые в нём заложены.

Именно по этим причинам описание подходов по доказательству соответствия типовой конструкции требованиям п. 25.611 и проблем, связанных с их формированием, поможет создать полную картину всех сертификационных работ, которые необходимо выполнить при доказательстве соответствия типовой конструкции требованиям п. 25.611.

Ретроспектива: советский период времени

В СССР в нормах лётной годности самолётов, в частности в НЛГС-3[3] (как и в НЛГС-2[4]), отсутствует понятие «Обеспечение доступа». Вместо этого в НЛГС-3 имеется раздел 5.12 «Эксплуатационная технологичность самолёта. Документация эксплуатационная» следующего содержания:

«5.12.1 Требования 5.12 распространяются на все системы самолёта.

5.12.2 Конструкция самолёта и его систем должна обеспечивать возможность выполнения всех работ, предусмотренных эксплуатационной документацией.

5.12.3. Конструктивное выполнение изделий (штуцеров, трубопроводов, разъёмов коммуникаций и др.) в сочетании с маркировкой должно исключать возможность их неправильного монтажа, сборки и регулировки при техническом обслуживании.

5.12.4. Эксплуатационная документация по номенклатуре, оформлению и содержанию должна соответствовать сертифицируемому типу самолёта и документам общего назначения, определяющим правила технической эксплуатации.

5.12.5. Указания и рекомендации, изложенные в эксплуатационной документации, должны быть сформулированы чётко и не допускать возможности неоднозначного их толкования».

Раздел 5.12. НЛГС-3 содержит требования к двум отдельным областям – к эксплуатационной технологичности (ЭТ) и к эксплуатационной документации (ЭД). Требования к ЭД в данной статье рассматриваться не будут, а вот требования к ЭТ имеют непосредственное отношение к теме статьи и к п. 25.611 АП-25 и НЛГ 25.

Под эксплуатационной технологичностью понимается свойство конструкции летательных аппаратов (ЛА), заключающееся в приспособленности его к выполнению всего комплекса работ по техническому обслуживанию и ремонту (ТОиР) с использованием наиболее экономичных технологических процессов [2].

ЭТ при ТО определяется рядом факторов, основные из которых показаны на рис. 1 [3].

[3] НЛГС-3. Нормы лётной годности гражданских самолётов СССР. Издание третье. 1984.

[4] НЛГС-2. Нормы лётной годности гражданских самолётов СССР. Издание второе. 1974.

Рис. 1. Основные свойства и факторы, определяющие ЭТ конструкции ВС при ТО

Как видно из рис. 1, требования, изложенные в п. 25.611, являются частью требований к ЭТ, указанных в п. 5.12 НЛГС-3. При этом требования п. 25.611 практически полностью перекрываются требованиями п.5.12.2 НЛГС-3, исключение составляет требование по доказательству эффективности контроля с применением средств НК. Следует отметить, что требование п. 5.12.3 НЛГС-3 отражено в АП-25 и НЛГ-25 в Разделе G «ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ И ИНФОРМАЦИЯ» в подразделе «ТРАФАРЕТЫ И НАДПИСИ» в п. 25.1541:
«25.1541. Общие положения
(a) На самолёте должны находиться:
(1) Необходимые обозначения и трафареты; и
(2) Любая дополнительная информация, обозначения на приборах, и трафареты, необходимые для безопасной эксплуатации самолёта необычной конструкции или с необычными эксплуатационными и пилотажными характеристиками.
(b) Все обозначения и трафареты, предписанные пунктом (a) данного параграфа:
(1) Должны располагаться на видных местах.
(2) Быть такими, чтобы их было трудно стереть, исказить или сделать неясными.
(1*) В сочетании с конструктивным исполнением составных частей самолёта (в первую очередь штуцеров, трубопроводов, электрокоммуникаций и их разъёмов) должны сводить к минимуму вероятность неправильного демонтажа, монтажа и/или регулировки указанных элементов конструкции при их техническом обслуживании».

К п. 5.12 НЛГС-3 был разработан МОС М.5.12. В связи с тем, что в данной статье рассматривается только п. 25.611, ниже приведён текст МОС к п. 5.12.2:
«М.5.12.2.
Оценка производится путём определения возможности выполнения всех работ по техническому обслуживанию (ТО) самолёта, предусмотренных регламентом технического обслуживания (РО) в условиях, указанных в РЭ при практическом их выполнении исполнителями, в соответствующей спецодежде».

При оценке соответствия должно быть установлено, все ли работы, предусмотренные РО, могут быть выполнены в технологической последовательности, с инструментом и средствами

наземного контроля, указанными в РЭ. Средства наземного контроля должны пройти метрологическую аттестацию или государственные лабораторные испытания в соответствии с действующими положениями. Доказательная документация: акты испытаний; РО и РЭ.

В результате гармонизации отечественных НЛГ с зарубежными аналогами объём требований и их формулировки изменились, и, в части ЭТ, стали идентичными требованиям американских и европейских норм. Само понятие «Эксплуатационная технологичность» перестало отображаться в действующих авиационных правилах, и требования НЛГС сузились до требований пунктов 25.611 и 25.1541 АП-25.

Доказательство соответствия типовой конструкции требованиям п. 25.611 при сертификации самолётов транспортной категории

В соответствии с МР21.004[5] сертификационные работы ведутся рабочей группой, которая разделена по панелям. П. 25.611 входит в зону ответственности панели № 14 «ИПЛГ. Вопросы ТО» (при этом упомянутый ранее п. 25.1541 в панель № 14 не входит).

Одной из главных проблем при выполнении работ по доказательству соответствия типовой конструкции требованиям п. 25.611 является отсутствие МОС к п. 25.611 и, как следствие, – единого подхода к формированию объёма работ. В настоящее время при доказательстве соответствия Разработчиками обычно используется МОС М.5.12[6], который был разработан для раздела 5.12 НЛГС-3. При этом используется не весь МОС М.5.12, а только его подпункт М.5.12.2. Формулировки этого МОС крайне общие и не затрагивают весь спектр работ, которые необходимо выполнять. В отдельных случаях при доказательстве соответствия требованиям п. 25.611 в дополнение к МОС М.5.12 Разработчики пользуются рекомендательным циркуляром АС 25-21[7], гл. 2, раздел 1, п. 693 к FAR 25 следующего содержания:

«693. Раздел 25.611 – Обеспечение доступа.

a. Правило. Должны быть предусмотрены средства для обеспечения осмотра и проверки (включая осмотр основных элементов конструкции и систем управления), замена компонентов самолёта, обычно требующих замены, регулировки и смазки, необходимые для поддержания лётной годности. Средства для проведения осмотров и проверок любого из этих элементов конструкции и систем управления должны быть пригодны для проведения периодического осмотра и проверки. Средства неразрушающего контроля элементов конструкции могут применяться, когда непосредственного визуального контроля недостаточно, и если показана эффективность такого контроля и технология его выполнения представлена в Руководстве по технической эксплуатации в соответствии с требованиями § 25.1529.

[Поправка 25-23, 35 FR 5674, 8 апреля 1970]

b. Назначение правила. Назначение данного правила – сделать возможной замену частей, когда это необходимо, и обеспечить осмотр критических элементов конструкции. Поддержание лётной годности зависит от оценки критичности системы или конструкции и от их замены/ремонта по мере необходимости.

c. Основания. Данное правило перенесено из § 4b.305 CAR с исправлениями, внесёнными Поправкой 25-23.

d. Методы доказательства соответствия. Для доказательства соответствия настоящему требованию следует обратиться к преамбуле Поправки 25-23, 35 FR 5674, апрель 8, 1970. Соответствие данному правилу может быть доказано путём рассмотрения чертежей или осмотра самолёта».

---

[5] Информационные материалы № МР21.004. Ревизия 01. Процедуры сертификации авиационной техники. Утверждены заместителем руководителя Росавиации 17.07.2020.

[6] МОС М.5.12. «Эксплуатационная технологичность самолёта. Документация эксплуатационная» к НЛГС-3.

[7] Advisory Circular AC 25-21. Certification Of Transport Airplane Structure.

Здесь следует повторить, что содержание пунктов 25.611 в действующей редакции FAR 25, [2] и НЛГ 25 идентично друг другу. В циркуляре АС 25-21 также достаточно обобщённо написаны формулировки, как выполнять работы по доказательству соответствия требованиям п. 25.611 FAR 25. Но в АС 25-21 есть одно существенное пояснение, что назначение п. 25.611 заключается и в том, что необходимо обеспечить доступ к критическим элементам конструкции для выполнения их осмотров, ремонтов и замен. Из этого следует, что при оценке соответствия типовой конструкции требованиям п. 25.611 необходимо отдельно обратить внимание на обеспечение доступа и возможность выполнения работ по осмотрам, заменам, доработкам критических мест конструкции (КМК), контроль которых необходимо выполнять в рамках отработки действующего этапа назначенного ресурса и срока службы. Работы по осмотрам, заменам, доработкам КМК, которые определены в ходе доказательства п. 25.571, в соответствии с Приложением Н к АП-25 и НЛГ 25, п. Н.25.4.(а).(1) должны быть включены в раздел «Ограничения лётной годности» (ОЛГ) ИПЛГ.

Дополнительно следует обратить внимание на рекомендательный циркуляр РЦ 25.571-1А[8], который содержит рекомендации по выполнению требований п. 25.571 Авиационных правил, Часть 25, 2009 года (с учётом поправок до 25-7) для обеспечения безопасности длительной эксплуатации самолёта при отработке его конструкции на этапах проектирования, проведения испытаний элементов, частей и натурной конструкции в целом и при проведении работ по ПЛГ самолёта в процессе всего периода его эксплуатации вплоть до списания. В настоящее время Разработчики самолётов используют циркуляр РЦ 25.571-1А в качестве МОС при доказательстве соответствия типовой конструкции требованиям п. 25.571. Несмотря на то, что РЦ 25.571-1А был разработан как рекомендации по доказательству соответствия типовой конструкции требованиям п. 25.571, в нём также содержатся рекомендации, которые можно и нужно использовать при доказательстве соответствия типовой конструкции требованиям п. 25.611.

Из-за отсутствия достаточного количества МОС для доказательства соответствия требованиям п. 25.611 разные Разработчики, сертификационные центры (СЦ), и даже эксперты одного СЦ доказывают соответствие типовой конструкции этому пункту по различным процедурам. Есть ещё одна особенность, в разных НЛГ ВС АП-23 [4], АП-25, НЛГ 25, АП-27 [5], АП-29 [6] представлено различное содержание п. 611, даже его название в разных нормах звучит по-разному. Из-за чего существует и неоднозначное понимание объёма работ по доказательству соответствия требованиям данного пункта.

Исходя из опыта проведения работ по сертификации самолётов транспортной категории, автором настоящей статьи составлена последовательность (рис. 2) выполнения доказательства соответствия типовой конструкции требованиям п. 25.611 (в том числе п. 611 АП-23, АП-27, АП-29). Далее по каждому отдельному блоку будут рассмотрены основные вопросы, выявленные при выполнении данных работ, и пути их решения.

Рассматриваемый п. 25.611 при сертификации входит в зону ответственности панели № 14 «ИПЛГ. Вопросы ТО». Работа каждой панели начинается с рассмотрения и корректировки членами рабочей группы панели проекта программы сертификационных работ (ПСР) по панели № 14, подготовленного Разработчиком. Данный проект ПСР Разработчик готовит на основе анализа конструкторской документации, результатов заводских доводочных испытаний и проектов ИПЛГ, в первую очередь исходных требований по плановому техническому обслуживанию (ИТПТО) (в отдельных случаях, РО) и ОЛГ.

В ПСР по панели № 14 для доказательства соответствия типовой конструкции требованиям п. 25.611 на основании опыта автора должны быть предусмотрены следующие работы.

Анализ выполненных Разработчиком работ на этапе проектирования и заводских доводочных испытаний (ЗДИ).

---

[8] Рекомендательный циркуляр РЦ 25.571-1А. Оценка допустимости повреждений и усталостной прочности конструкции. Утверждён СЦ «Прочность» и ФГУП «ЦАГИ». Жуковский, 2015.

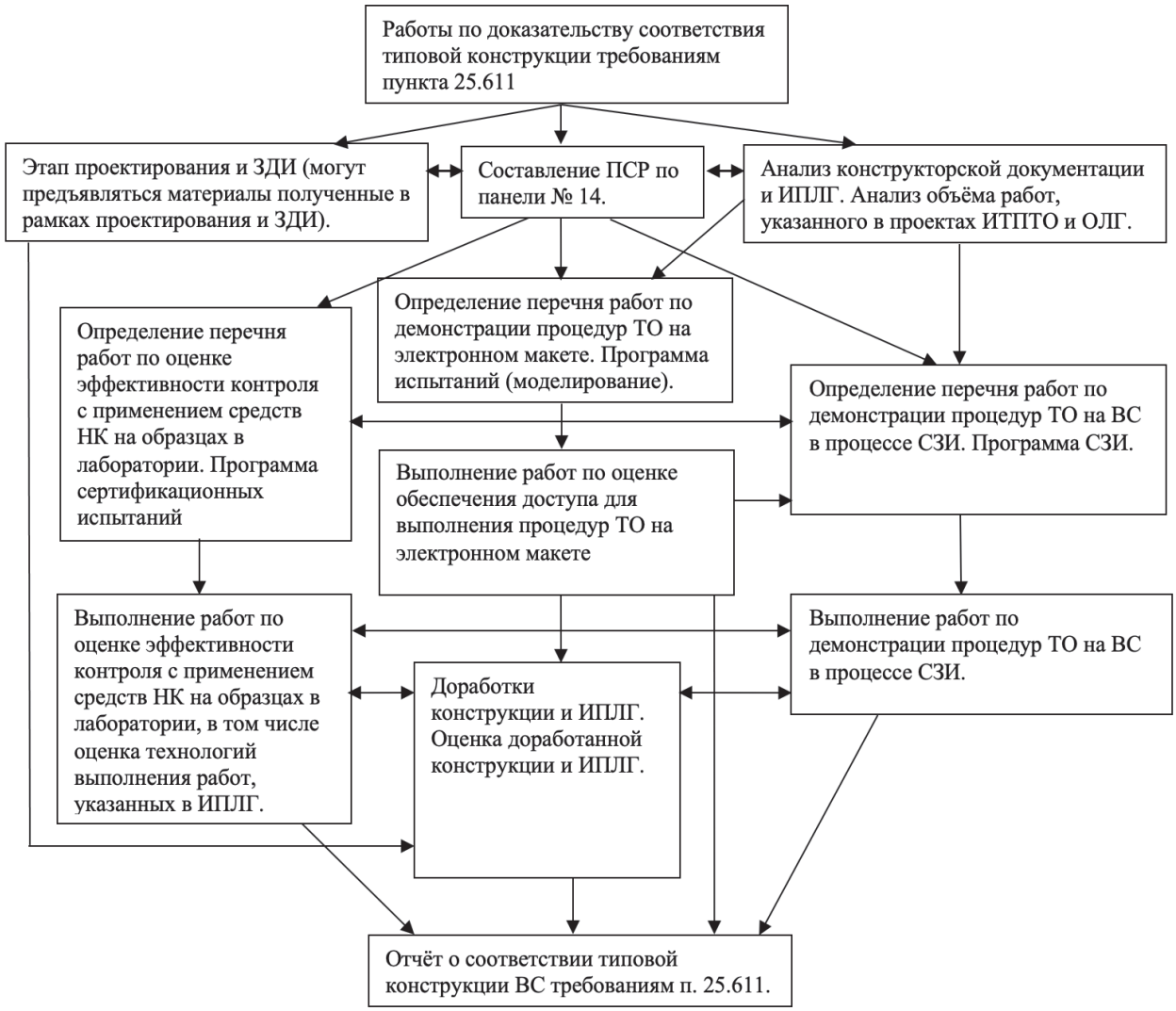


Рис. 2. Схема работ по доказательству соответствия типовой конструкции ВС требованиям п. 25.611 при сертификации

Оцениваются подходы Разработчика по обеспечению доступа для выполнения процедур ТО (могут предъявляться материалы, полученные в рамках проектирования и ЗДИ). У Разработчиков существуют различные подходы по определению критериев доступности. Так ПАО «Корпорация «Иркут» на этапе проектирования самолёта МС-21 выполнило работы на электронном макете изделия (ЭМИ) по собственной методике установления уровня доступности для выполнения процедур ТО (доступные, с затруднённым доступом, доступ невозможен). При этом оценка доступности определяется как с точки зрения возможности выполнения процедур ТО (возможность выполнить работы отвёрткой или ключом, смазать, провести НК), так и с точки зрения удобства поз технического персонала. После выполнения работ на ЭМИ Разработчиком были сформированы рекомендации по размещению агрегатов в отсеках, расположению и размеру лючков и других точек доступа. Далее доступ к местам выполнения процедур ТО оценивался Разработчиком на этапе ЗДИ, где давались рекомендации по доработке конструкции, средств наземного обслуживания (СНО), инструмента и т. д. Оценка выполненных мероприятий является важным этапом сертификационных работ и позволяет сертификационным органам оценить правильность и полноту проведённых Разработчиком работ для обеспечения доступа в процессе проектирования и в ходе ЗДИ.

Анализ конструкторской документации и ИПЛГ. Анализ объёма работ, указанного в проектах ИТПТО и ОЛГ.

Отдельно стоит остановиться на том, что все процедуры ТО (осмотры, замены, доработки), входящие в раздел «ОЛГ», должны быть оценены с точки зрения требований п. 25.611. Данную оценку необходимо выполнять как при сертификации ВС, так и при сертификации модификаций ВС (сертификации главных изменений). Особое внимание требуется уделять КМК, контроль которых необходимо выполнять в соответствии с разделом «ОЛГ». При этом необходимо оценить возможность осмотров, доработок, замен элементов конструкции, в которых находятся КМК.

Разработчик совместно с сертификационным органом проводят анализ конструкции и проектов ИПЛГ (изменений к ИПЛГ). Выявляются те виды работ по ТО, для которых не очевидно, что они могут быть выполнены по технологии, указанной в ИПЛГ, а также работы в зонах с затруднённым доступом. Выполняется, при необходимости, оценка возможности проведения данных работ в процессе сертификационных заводских испытаний (СЗИ).

Определение перечня работ по демонстрации процедур ТО на электронном макете. Программа испытаний (моделирование).

Этап может быть выполнен Разработчиком совместно с сертификационным органом на электронном макете или заменён углублённым анализом конструкторской документации, рисунков и описаний, приведённых в ИПЛГ. На данном этапе, как правило, составляется перечень агрегатов ВС, и выполняются работы по определению возможности их демонтажа/монтажа, в особенности, двигателей и шасси.

Выполнение работ по оценке обеспечения доступа для выполнения процедур ТО на электронном макете.

На электронном макете Разработчиком совместно с сертификационным органом рассматривается возможность демонтажа/монтажа агрегатов ВС по программе сертификационных испытаний одновременно с работами по оценке и корректировке ИПЛГ, по которым выполняются данные процедуры ТО. В случае установления, что какие-либо агрегаты затруднительно монтировать/демонтировать на ВС, оценка возможности выполнения демонтажа/монтажа переносится на этап СЗИ.

Подход с использованием электронного макета был реализован при сертификации самолёта МС-21. Как упоминалось выше, ПАО «Корпорация «Иркут» был разработан ЭМИ самолёта МС-21, на котором в трёхмерной проекции полностью показана конструкция самолёта и его систем, а также реализована возможность оценки выполнения процедур ТО с применением электронного манекена человека и набора инструментов. Данный ЭМИ использовался Разработчиком самолёта на стадии его проектирования для определения оптимального расположения оборудования. В дальнейшем при сертификации самолёта на макете были выполнены работы по оценке возможности демонтажа/монтажа агрегатов, что существенно сократило объём работ, выполняемых на самолёте в процессе СЗИ.

Определение перечня работ по демонстрации процедур ТО на ВС в процессе СЗИ. Программа СЗИ.

Часть работ Разработчик может выполнять силами своих специалистов, а их результаты (протоколы) предъявить сертификационным органам. Перечень работ, которые будут выполняться в ходе СЗИ, должен быть разработан совместно с членами рабочей группы панели № 14, степень участия в работах которых также определяется данным перечнем.

Название разделов программ СЗИ и ДСИ, в которых указан объём работ по доказательству соответствия типовой конструкции требованиям п. 25.611, не было изменено после гармонизации НЛГ ВС с зарубежными аналогами, и они до сих пор именуются «Эксплуатационная технологичность». В современных нормах отсутствует такое понятие, вместо раздела 5.12 НЛГС в нормах есть пункты 25.1529, 25.611 и 25.1549 АП-25 и НЛГ-25, при этом п. 25.1549 не должен

рассматриваться членами рабочей группы панели № 14 в рамках наземных испытаний в процессе СЗИ и ДСИ. По мнению автора в программах СЗИ и ДСИ следует изменить название раздела «Эксплуатационная технологичность» на «Обеспечение доступа. ИПЛГ». Из практики, объём работ по оценке обеспечения доступа, выполняемых непосредственно на самолёте в процессе СЗИ (ДСИ), должен формироваться в следующем порядке:

- на основании вышеуказанных оценок Разработчик предлагает сертификационным органам проект перечня работ (процедур ТО), которые следует выполнить в процессе СЗИ. При этом в данный перечень работ обязательно должны войти все работы по оценке возможности осмотров КМК, замен и доработок, необходимые для обеспечения прочности конструкции в рамках отработки ВС назначенного ресурса, а также остальные процедуры ТО, сформированные в процессе доказательства соответствия п. Н25.4 АП-25 и НЛГ 25. В случае если работы в соответствии с п. Н25.4 АП-25 и НЛГ 25 ещё не сформированы, то необходимо дать примечание, что перечень работ по оценке обеспечения доступа для выполнения процедур ТО, которые затем войдут в раздел «ОЛГ», необходимо дополнить. Данный перечень также должен содержать работы по демонтажу/монтажу таких агрегатов, демонтаж/монтаж которых предполагается выполнять с применением сложных приспособлений. Например, демонтаж/монтаж шасси и маршевой силовой установки. При выполнении этих работ также оценивается процедура демонтажа/монтажа, конструкция приспособления, возможность получения повреждения конструкции и безопасность работ для персонала;

- сертификационные органы совместно с Разработчиком проводят анализ предложенного перечня работ (процедур ТО) и ИПЛГ к ним, а также добавляют или изменяют данный перечень на основании дополнительного анализа проектов полного комплекта ИПЛГ и конструкторской документации. В отдельных случаях оценку обеспечения доступа для выполнения процедур ТО и ИПЛГ к ним предварительно выполняют на ЭМИ ВС по программе сертификационных испытаний (моделирование). По результатам работ на ЭМИ может быть доказано обеспечение доступа для проведения части работ, и вследствие этого перечень процедур ТО, выполняемых на ВС в процессе СЗИ (ДСИ), может быть сокращён.

Выполнение работ по демонстрации процедур ТО на ВС в процессе СЗИ.

После согласования перечня процедур ТО с сертификационными органами работы по этому перечню должны быть выполнены на ВС в процессе СЗИ (ДСИ). Следует отметить, что работы по оценке обеспечения доступа для выполнения процедур ТО должны проводиться совместно с работами по оценке и корректировке ИПЛГ, по которым выполняются данные процедуры ТО. Работы по демонстрации процедур ТО на ВС могут быть дополнены в процессе СЗИ (ДСИ).

Определение перечня работ по оценке эффективности контроля с применением средств НК на образцах в лаборатории. Программа сертификационных испытаний (лабораторные испытания).

Работы по определению эффективности контроля с применением средств НК на образцах конструкции с искусственными имитаторами дефектов (далее – образцах) в лаборатории для проведения работ методами НК (далее лаборатории) необходимо выполнять для доказательства надёжности выявления дефектов на основных силовых элементах в критических местах их конструкции. Перечень работ по оценке эффективности контроля с применением средств НК на образцах в лаборатории указывается Разработчиком в программе сертификационных испытаний (ПСИ). Составление программ осложняется тем, что в отечественной нормативной документации отсутствуют МОС по оценке эффективности средств НК. Затруднением при составлении таких программ является также отсутствие методики по установлению размера минимально обнаруживаемого дефекта визуальным методом контроля и другими методами НК для различных материалов с различным покрытием. Не менее важно в этой связи упомянуть РЦ-АП25.571-1А. В нём содержатся величины надёжно обнаруживаемых размеров

повреждений, в том числе трещин, при этом эти величины в данном РЦ указаны как ориентировочные и не могут являться обоснованием выбранной минимальной величины надёжно обнаруживаемого размера без проведения специального анализа. При составлении ПСИ необходимо учитывать рекомендации из раздела 5 РЦ-АП25.571-1А, в котором, в том числе, указано, что «для каждого критического места конструкции, с учётом используемых методов и средств контроля его состояния в эксплуатации и при ремонтах должен быть определён надёжно обнаруживаемый размер повреждения. За надёжно обнаруживаемый принимают такой размер повреждения, вероятность обнаружения которого используемым методом и средством НК равна 95 % с надёжностью 90 %». Эти рекомендации могут быть реализованы путём привлечения к работам по оценке эффективности контроля с применением средств НК на образцах нескольких специалистов по НК из различных организаций (Разработчик, планируемый эксплуатант, предприятие-изготовитель), которые независимо друг от друга выполняют поиск дефектов в образцах. Отдельно в приложении 12-М 25.571 к РЦ-АП25.571-1А рассмотрены особенности оценки эффективности контроля с применением средств НК для конструкций из полимерных композиционных материалов (ПКМ). Сертификационные органы после экспертизы ПСИ согласовывают объём работ и способы оценки эффективности контроля с применением средств НК.

В качестве примера названия программы испытаний, ПАО «Корпорация «Иркут» при сертификации самолёта МС-21 разработало Программу демонстрации и оценки эффективности контроля элементов конструкции с применением средств НК.

Выполнение работ по оценке эффективности контроля с применением средств НК на образцах в лаборатории, в том числе оценка технологий выполнения работ, указанных в ИПЛГ.

После утверждения в соответствии с ФАП-21 программы по оценке эффективности средств НК на образцах в лаборатории для конкретного типа ВС, Разработчик с участием членов рабочей группы панели № 14 выполняет работы по данной программе. Отдельное внимание следует обратить на то, что работы по оценке эффективности должны проводиться совместно с работами по оценке и корректировке ИПЛГ.

Доработки конструкции и ИПЛГ. Оценка доработанной конструкции и ИПЛГ.

Все выявленные замечания в процессе выполнения работ по оценке обеспечения доступа на ЭМИ, работ по демонстрации процедур ТО на ВС при СЗИ и работ по оценке эффективности контроля с применением средств НК должны быть устранены Разработчиком до окончания сертификационных работ. Как правило, это производится путём доработки конструкции ВС, доработки приспособлений для демонтажа/монтажа компонентов ВС и других средств наземного обслуживания (СНО), а также доработкой или корректировкой ИПЛГ. После этого доработанные СНО, ИПЛГ и конструкция ВС должны быть оценены сертификационными органами на предмет полноты устранения замечаний. Именно по этой причине в схеме на рис. 2 к данному блоку подходят обратные стрелки.

Отчёт о соответствии типовой конструкции ВС требованиям п. 25.611.

Практика показывает, что наиболее правильно показывать соответствие типовой конструкции ВС требованиям п. 25.611 в отдельном отчёте. В данном отчёте указываются все выполненные работы в доказательство требованиям п. 25.611. При этом в отчёте также содержится информация, что в процессе проведения работ получены материалы для доказательства соответствия типовой конструкции ВС требованиям п. 25.1529.

Подтверждение соответствия типовой конструкции требованиям пункта 25.611 при сертификации модификаций самолётов транспортной категории

Отдельно следует остановиться на моменте формировании перечня требований к лётной годности, которым должно быть установлено соответствие, при сертификации модификаций

(главных и второстепенных изменений) типовой конструкции. По мнению автора, в перечень требований к лётной годности, требующих подтверждения при модификации типовой конструкции, должен включаться п. 25.611 в следующих случаях: установление парку ВС нового этапа отработки назначенного (межремонтного, до 1-го ремонта) ресурса и срока службы (в том числе сверх проектных значений), доработка конструкции, в результате которой изменяются КМК, установка дополнительного оборудования, значительное изменение ИТПТО, внедрение новых работ по контролю конструкции с применением средств НК.

Заключение

Доказательство соответствия типовой конструкции самолётов транспортной категории требованиям п. 25.611 затрагивает не только обеспечение доступа к типовой конструкции ВС для выполнения процедур ТО, но также оценку эффективности контроля конструкции ВС с применением средств НК и оценку ИПЛГ.

В настоящее время отсутствует полный и всеобъемлющий документ, в котором бы указывались все методы определения соответствия типовой конструкции ВС требованиям пункта 25.611, что приводит к выполнению кардинально разных работ для доказательства соответствия данному пункту.

В статье автором сформирована схема работ по доказательству соответствия типовой конструкции ВС требованиям п. 25.611 при сертификации, рассмотрены основные проблемы при выполнении работ и показаны способы их решения, предложены пути доказательства соответствия типовой конструкции требованиям пункта 25.611 АП-25 и НЛГ 25.

Конфликт интересов. Автор заявляет об отсутствии конфликта интересов.
Conflict of interest. The author declare no conflict of interest.

Список источников

1. Авиационные правила. Часть 25. Нормы лётной годности самолётов транспортной категории. 5-е издание. МАК. 2009. 80 с.
2. Смирнов Н. Н., Чинючин Ю. М. Эксплуатационная технологичность летательных аппаратов. Москва: Транспорт, 1994. 256 с.
3. Ялоза Ю. А., Петров А. Н. Перспективы развития методов сертификации воздушных судов в части эксплуатационной технологичности // Научный вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21. № 04. С. 110–122.
4. Авиационные правила. Часть 23. Нормы лётной годности гражданских лёгких самолётов. МАК, 2014. 70 с.
5. Авиационные правила. Часть 27. Нормы лётной годности винтокрылых аппаратов нормальной категории. МАК, 2014. 37 с.
6. Авиационные правила. Часть 29. Нормы лётной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории. 2-е изд. МАК, 2003. 34 с.

References

1. Aviatsionnye pravila. Part 25. Normy lyotnoj godnosti samolyotov transportnoj kategorii. 5th ed. MAK Publ., 2015, 80 p. (In Russ.)
2. Smirnov N. N., Chinyuchin Yu. M. *Ehkspluatatsionnaya tekhnologichnost' letatel`nykh apparatov [Operational processability of aircraft]*. Moscow, Transport Publ., 1994, 256 p. (In Russ.)
3. Yaloza Yu. A., Petrov A. N. Perspectives of the methods development for aircraft maintainability certification, *Civil Aviation High Technologies*, 2018. vol. 21, no. 04, pp. 110–122. (In Russ.)

4. Aviatsionnye pravila. Part 23. Normy lyotnoj godnosti grazhdanskikh legkikh samolyotov. MAK Publ., 2014, 70 p. (In Russ.)

5. Aviatsionnye pravila. Part 27. Normy lyotnoj godnosti vintokrylykh apparatov normal'noj kategorii. MAK Publ., 2014. 37 p. (In Russ.)

6. Aviatsionnye pravila. Part 29. Normy lyotnoj godnosti vintokrylykh apparatov transportnoj kategorii. 2nd ed. MAK Publ., 2003, 34 p. (In Russ.)

Информация об авторе

Обухов Павел Вячеславович, начальник отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, obuhov@ncplg.ru

Author information

Obukhov Pavel V., Head of Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, obuhov@ncplg.ru

Статья поступила в редакцию 10.07.2023; одобрена после рецензирования 17.10.2023; принята к публикации 26.10.2023.
The article was submitted 10.07.2023; approved after reviewing 17.10.2023; accepted for publication 26.10.2023.

Обзорная статья
УДК 005.584.1:629.735.017.1

ОБЩАЯ ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ МОНИТОРИНГА ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ В СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТЬЮ ПОЛЁТОВ

А. В. КАН[1, 2], А. А. КУЛЕШОВ[3], В. С. ШАПКИН[2]

[1] Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия
[2] Национальный исследовательский центр «Институт им. Н. Е. Жуковского», Москва, Россия
[3] Научно-производственное предприятие «Аэросила», Ступино, Московская обл., Россия

Аннотация. В статье приведена общая постановка задачи мониторинга технического состояния авиационной техники в системах управления безопасностью полётов (СУБП). Данная задача является ключевой для обеспечения безопасности полётов (БП) воздушных судов (ВС) и должна лечь в основу создания перспективных технологий проактивного управления БП на основе больших данных с целью выявления опасных факторов, рисков и потенциальных уязвимостей при эксплуатации ВС. Такие технологии позволят осуществлять процесс управления факторами риска, включающий выявление источников опасности, оценку рисков, связанных с выявленными опасностями, и принятие мер для снижения этих рисков до приемлемого уровня, что позволит нейтрализовать систематические источники опасности. Огромное количество цифровых и текстовых данных, доступных сегодня в авиационной отрасли, даёт уникальную возможность перейти от реактивной к проактивной системе управления БП. Встроенные средства диагностики и передачи цифровых данных интенсивно развиваются, что открывает новые возможности для контроля и мониторинга сложных функциональных и технических систем конкретного типа ВС в СУБП предприятия-разработчика, изготовителя и эксплуатанта ВС.

Ключевые слова: воздушное судно, воздушный транспорт, управление безопасностью полётов, проактивное управление, большие данные, мониторинг, оценка рисков, транспортные системы страны

Для цитирования: Кан А. В., Кулешов А. А., Шапкин В. С. Общая постановка задачи мониторинга технического состояния авиационной техники в системах управления безопасностью полётов // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 44. С. 103–112.

GENERAL STATEMENT OF THE TASK OF TECHNICAL CONDITION AVIATION EQUIPMENT MONITORING IN FLIGHT SAFETY MANAGEMENT SYSTEMS

A. V. KAN[1, 2], A. A. KULESHOV[3], V. S. SHAPKIN[2]

[1] Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia
[2] National Research Center "N. E. Zhukovsky Institute", Moscow, Russia
[3] Scientific-Production Enterprise "Aerosila", Stupino, Moscow region, Russia

Abstract. The article presents a general statement of the task of technical condition monitoring of aviation equipment and civil aviation facilities in flight safety management systems. This task is key for ensuring the

© А. В. КАН, А. А. КУЛЕШОВ, В. С. ШАПКИН, 2023

safety of aircraft flights and should form the basis for the creation of promising technologies for proactive flight safety management based on big data in order to identify hazards, risks and potential vulnerabilities during aircraft operation. Such technologies will allow for the process of risk factors management, including the identification of sources of danger, assessment of risks associated with identified hazards, and taking measures to reduce these risks to an acceptable level, which will neutralize systematic sources of danger. The huge amount of digital and textual data available in the aviation industry today provides a unique opportunity to move from a reactive to a proactive safety management system. Integrated diagnostic tools and digital data transmission are being intensively developed, which opens up new opportunities for the control and monitoring of complex functional and technical systems of a specific type of aircraft in the safety management system of the developer, manufacturer and operator of the aircraft.

Keywords: aircraft, air transport, flight safety management system, proactive management, big data, monitoring, risk assessment, transport systems of the country

For citation: Kan A. V., Kuleshov A. A., Shapkin V. S. General statement of the task of technical condition aviation equipment monitoring in flight safety management systems, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 44, pp. 103–112. (In Russ.)

Введение

С момента подписания в 1944 году Чикагской конвенции о международной гражданской авиации (ГА) входящие в неё государства определили основной вектор развития мировой ГА – обеспечение БП. Концепция обеспечения БП имеет различные уровни интеграции и прописана во всех 19 приложениях к Чикагской конвенции.

Цель Глобального плана обеспечения безопасности полётов (ГПБП) заключается в неуклонном уменьшении числа погибших в авиационных происшествиях и риска гибели людей путём предоставления руководящих принципов по разработке согласованной стратегии в области безопасности полётов и подготовки и реализации региональных и национальных планов обеспечения безопасности полётов. Концептуальное видение ГПБП заключается в том, чтобы к 2030 году в качестве желаемой цели в области безопасности полётов свести к нулю число погибших в авиационных происшествиях и в дальнейшем поддерживать такой уровень безопасности полётов, что соответствует Повестке дня в области устойчивого развития на период до 2030 года Организации Объединённых Наций [1].

«Безопасная система» – это опасная система, но с малым количеством опасности или значимости этой опасности [2]. То есть в «безопасной системе» наличие естественных факторов риска является приемлемой ситуацией. В этой связи в РУБП [3] даётся следующее определение безопасности: безопасность представляет собой состояние «при котором возможность причинения ущерба лицам или имуществу снижена до приемлемого уровня и поддерживается на этом или более низком уровне посредством постоянного процесса выявления опасных факторов и управления факторами риска для безопасности полётов». Следовательно, система непрерывного мониторинга технического состояния сложных технических систем является ключевым фактором обеспечения БП ВС и должна использоваться при разработке перспективных технологий проактивного управления БП на основе больших данных с целью выявления опасных факторов, рисков и потенциальных уязвимостей при эксплуатации ВС в транспортных системах страны.

Для государства задача состоит в выявлении системных опасностей в авиационной системе, которые не могут быть выявлены на уровне отдельных разработчиков авиационной техники (АТ).

Для эффективного и экономически оправданного использования огромных объёмов данных и информации («большие данные», [4]), собираемых сегодня государствами и поставщиками

услуг о функционировании авиационной системы, необходимо использовать интеллектуальные методы обработки информации, широко представленные в современной науке о данных.

Драйвером науки о данных на сегодняшний день является «машинное обучение», а точнее «глубокое обучение» [5]. Эффективность методов подтверждена в таких отраслях экономики, как финансы, торговля, промышленность и воздушный транспорт [6–8]. Огромное количество цифровых и текстовых данных, доступных сегодня в авиационной отрасли, даёт уникальную возможность перейти от реактивной к проактивной системе управления БП. Использование этих данных позволяет распознавать образы, отслеживать системные риски для безопасности, выявлять аномалии, обнаруживать тенденции.

Практика уже подтвердила [9], что большие данные открывают новые неожиданные корреляции, знание о которых позволяет эффективно предсказывать развитие событий.

Современное развитие встроенных средств диагностики и передачи цифровых данных позволит решить множество задач по контролю и мониторингу сложных функциональных и технических систем ВС. В настоящее время технологии передачи данных позволяют оперативно передавать информацию о состоянии ВС на землю, что позволяет инженерам и техническому персоналу проводить удалённый мониторинг и анализ состояния ВС. Такая возможность значительно упрощает процесс технического обслуживания и ремонта (ТОиР) ВС, а также позволяет предотвращать возможные аварийные ситуации. Кроме того, развитие встроенных средств диагностики и мониторинга также способствует улучшению процесса проектирования и производства ВС. Благодаря возможности непрерывного мониторинга состояния самолёта в реальном времени, разработчики и производители могут более точно анализировать работу систем и вносить необходимые изменения для повышения их надёжности и эффективности.

Общая постановка задачи разработки подсистемы мониторинга технического состояния авиационной техники в СУБП

Рассмотрим задачу разработки подсистемы мониторинга, основываясь на выявлении наиболее критичных параметров технического состояния ВС. Данная подсистема должна использовать данные, поступающие со встроенных средств технической диагностики в реальном масштабе времени. Что, в свою очередь, позволит обеспечить накопление больших массивов информации о конкретном типе ВС для анализа и выявления факторов опасностей для постоянного мониторинга факторов риска для БП.

БП ВС – состояние авиационной транспортной системы (АТС), при котором риски, связанные с авиационной деятельностью, относящейся к эксплуатации ВС или непосредственно обеспечивающей такую эксплуатацию, снижены до приемлемого уровня и контролируются [10].

Фактор опасности (hazard): Состояние, предмет или деятельность, обладающие потенциальной возможностью нанести травмы персоналу, причинить ущерб оборудованию или конструкциям, вызвать уничтожение материалов или понизить способность осуществлять предписанную функцию[1].

Инструмент для формирования набора параметров, которые следует регистрировать средствами встроенного контроля и в дальнейшем обрабатывать в СУБП, определяет методы, используемые в эксплуатационном стандарте MSG-3 [11].

Основная цель процесса MSG-3 состоит в том, чтобы определить задачи технического обслуживания (ТО) ВС, которые являются одновременно эффективными и действенными для обеспечения удовлетворительного уровня безопасности и надёжности на протяжении всего

[1] ГОСТ Р 57242-2016. Система менеджмента безопасности авиационной деятельности. База данных. Авиационные риски, возникающие при проектировании авиационной техники.

срока его службы. Этот процесс применяется по следующим направлениям анализа: системы и силовые установки (включая компоненты и вспомогательные силовые установки; конструкции ВС; зональные инспекции)[2, 3].

Методология MSG-3 анализа является важным инструментом для определения состава данных о техническом состоянии ВС в рамках СУБП. Она позволяет авиакомпаниям оценивать факторы опасности и риска, связанные с эксплуатацией ВС, и принимать соответствующие меры для обеспечения БП. Однако, для более точной оценки факторов риска и эффективного мониторинга технического состояния ВС, необходимо исследовать возможную корреляцию данных, получаемых методами MSG-3 анализа, с данными, используемыми авиакомпанией. Это позволит установить связь между спрогнозированными факторами опасности и реальным техническим состоянием ВС. Для реализации такой задачи системы встроенного контроля могут быть использованы для постоянного мониторинга данных о техническом состоянии ВС. Эти системы предоставляют непрерывную информацию о работе различных систем и компонентов ВС, что позволяет авиакомпаниям оперативно реагировать на любые отклонения и принимать меры по предотвращению возможных проблем. Таким образом, применение методологии MSG-3 анализа в сочетании с системами встроенного контроля позволяет авиакомпаниям более точно определять факторы риска и принимать соответствующие меры для обеспечения БП. Это способствует более эффективному управлению техническим состоянием ВС и снижению вероятности возникновения аварийных ситуаций.

Логика MSG-3 представляет собой философию анализа «сверху вниз» для определения подходящего метода ТО для каждого важного объекта. Сначала, как и в MSG-2, формируется первоначальный список важных объектов MSI (Maintenance Significant Item), но выбираются они не на агрегатном уровне, а изначально на уровне системы. Кандидаты в важные объекты MSI выбираются на самом верхнем уровне без рассмотрения отдельных агрегатов подсистемы (Уровень 1). На Уровне 2 рассматриваются подсистемы. Спуск до уровня агрегата (низший уровень) имеет место только в случае, если не удалось с помощью анализа подобрать подходящие работы по ТО для подсистемы.

Для данных объектов требуется оценить техническую реализуемость контроля, то есть наличие технологий считывания и передачи параметров методами встроенного контроля, степень их влияния на возникновение факторов риска в системе БП, а также экономическую целесообразность разработки, установки на ВС и поддержание работоспособности системы мониторинга [11].

Мониторинг работоспособности самолёта (АНМ) является компонентом анализа MSG-3, который включает использование данных систем ВС для мониторинга и прогнозирования его технического состояния, например, выявление потенциального снижения уровня надёжности или функциональности систем и компонентов для своевременного планирования мероприятий по ТО.

Руководящий документ IP 180[4], выпущенный Советом по политике Международного комитета по обзору технического обслуживания (IMRBPB) в апреле 2018 года, расширил рамки MSG-3 анализа, установив возможность проведения анализа функциональных систем Уровня 3 (уровень агрегатов). В документе представлена методика АНМ для разработки альтернативных процедур по контролю и прогнозированию технического состояния систем.

На этапе выбора «кандидатов АНМ» для анализа MSG-3 разработчик ВС проводит описание систем ВС в соответствии с логической схемой анализа. Он выделяет информацию о наличии параметров контроля и прогнозирования их технического состояния, а также возможность сбора и обработки этих параметров и определения эффективности внедрения процедур АНМ. Важным

[2] ATA MSG-3. Operator/Manufacturer Scheduled Maintenance Development Revision 2003.1 Air Transport Association of America, Inc. 86 p.

[3] IP 114 IMRBPB. Руководящий документ. Разъяснение схемы по MSG-3 L/HIRF анализу по отношению к опыту Международной рабочей группы. Ревизия 1. 2009. 5 с.

[4] IP 180 IMRBPB. Aircraft Health Monitoring (AHM) integration in MSG-3. IP Template Rev 5, dated 28.04.2017. 33 p.

этапом является подробное описание конфигурации и функций каждой системы. Кроме того, разработчик определяет приоритетность параметров, которые могут быть записаны встроенными в ВС регистраторами полётной и технической информации. Этот шаг является наиболее важным при создании списка кандидатов для АНМ. При определении кандидатов АНМ для MSG-3 анализа разработчик также учитывает результаты предыдущих MSG-2 анализов, где проводилась оценка систем на предмет их надёжности и наличия проблемных областей. Это помогает выявить системы, требующие особого внимания и улучшений в рамках процедур АНМ. Кроме того, в процессе определения кандидатов АНМ, разработчик принимает во внимание не только технические аспекты систем ВС, но и экономические и операционные факторы. Он анализирует затраты на внедрение процедур АНМ и оценивает их пользу и эффективность для авиакомпании. Таким образом, выбор кандидатов АНМ является комплексным процессом, включающим в себя различные аспекты и требующим балансирования различных факторов. В итоге, после проведения всех необходимых анализов и описания систем ВС, разработчик составляет список кандидатов АНМ, которые будут подвергнуты дальнейшей проверке и рассмотрению. Этот список будет основой для разработки и внедрения процедур АНМ, которые помогут обеспечить более эффективное и безопасное функционирование ВС.

Возможны три результата проведённого анализа АНМ: 1) задача не назначена, это означает, что необходимость проведения дополнительных процедур не выявлена; 2) назначение альтернативной процедуры или нескольких альтернативных процедур, которые заменяют выполнение классических задач, определённых процедурой MSG-3 на Уровне 1 (системы) и Уровне 2 (подсистемы); 3) назначение гибридной комбинированной процедуры, которая сочетает в себе элементы классической MSG-3 и альтернативной методик. При этом в документе ИТПТО (Инструкция по техническому обслуживанию) классическая задача в рамках исходных требований по плановому ТО остаётся неизменной и не удаляется, но добавляется примечание о возможности применения АНМ. Эксплуатант ВС самостоятельно принимает решение о том, будет ли он решать классическую задачу ИТПТО или заменит её на альтернативную или комбинированную процедуру АНМ для каждой конкретной задачи. Главной целью внедрения новой методики АНМ является совершенствование программы ТО и снижение общей трудоёмкости, при этом сохраняется приемлемый уровень обеспечения БП. Это означает, что эксплуатанты ВС имеют больше гибкости и вариативности в выборе подходящих процедур ТО, что может способствовать оптимизации процесса и улучшению эффективности обслуживания. Однако при применении альтернативных или комбинированных процедур необходимо учитывать все требования и стандарты безопасности. В итоге, АНМ предоставляет эксплуатантам возможность выбора наиболее подходящих процедур ТО в зависимости от конкретных обстоятельств и условий эксплуатации ВС. Это может привести к оптимизации процесса обслуживания, сокращению времени и затрат, при этом обеспечивая высокий уровень БП.

СУБП предназначена для постоянного выявления и оценки рисков БП, сбора и анализа данных, а также непрерывной оценки и снижения факторов рисков до того, как они приведут к авиационным происшествиям или инцидентам. СУБП содержит основные элементы, необходимые для выявления опасных факторов и управления факторами риска БП для обеспечения следующих условий:

- наличие необходимой информации;
- наличие нужных инструментов для решения стоящей задачи, которые могут быть использованы эксплуатантом (инструменты и задача должным образом согласуются);
- соразмерность инструментов потребностям и ограничениям организации;
- принятие решений после всестороннего изучения факторов риска для БП [12, 13].

Для построения СУБП в соответствии со стандартами ИКАО (SARPS – Standards and Recommended Practices) требуется определить перечень факторов рисков, связанных с выполнением полёта на ВС, составить матрицу рисков (рисунок). Матрица рисков является инструментом,

который помогает оценить вероятность возникновения определённых рисков и их потенциальные последствия. Она позволяет определить наиболее критические области и принять соответствующие меры по их снижению. В целом, СУБП играет важную роль в обеспечении БП. Она помогает организациям в авиационной индустрии принимать информированные решения, минимизировать риски и обеспечивать безопасность.

Функционирование процесса контроля и количественной оценки эффективности обеспечения БП в рамках СУБП предусмотрено требованиями п. 5.5 ФАП-128[5], стандартами аудита эксплуатационной безопасности Международной ассоциации деловой авиации IOSA (для коммерческих авиакомпаний) [14], IS-BAO (для бизнес- и частной авиации) [13], оценка эффективности функционирования СУБП предусмотрена п. 3г Правил [15]).

б/р	час	б/р	б/р	б/р	б/р	б/р	б/р	б/р	б/р	ед.	ед.	ед.
Индикаторы риска для ВС		Индикаторы риска для участника АД (разработка)				Индикаторы риска для участника АД (производство)				Количество инцидентов, обусловленных факторами: - проектными - производственными - эксплуатационными		
Кподобия	Тналет	К8Л-1	ИКАО-1	АТА-1	СМК-1	КВП-4	ИКАО-4	АТА-4	СМК-4	ИНЦр	ИНЦпр	ИНЦэ
0,82	65000	13	1,4	0,1	0,6	7	1,1	0,2	0,5	7	12	15
0,82	66000	15,2	1,5	0,2	0,65	8,3	1,2	0,3	0,6	6	11	13
0,82	67000	15,4	1,6	0,3	0,68	8,6	1,3	0,4	0,62	5	10	13
0,82	63000	15,6	1,7	0,4	0,73	8,9	1,4	0,5	0,63	5	9	12
0,82	69000	15,8	1,8	0,5	0,74	9,2	1,5	0,6	0,64	4	9	11
0,8	70000	16	1,9	0,6	0,75	9,5	1,6	0,7	0,65	4	9	11
0,8	71000	16,2	2	0,7	0,76	9,8	1,7	0,8	0,66	5	8	10
0,8	72000	16,4	2,1	0,8	0,77	10,1	1,8	0,9	0,67	4	7	11
0,8	73000	16,6	2,2	0,9	0,78	10,4	1,9	1	0,68	3	7	10
0,8	74000	16,8	2,3	1	0,79	10,7	2	1,1	0,69	3	6	10
0,8	75000	17	2,4	1,1	0,8	11	2,1	1,2	0,7	3	7	10
0,8	75000	17,2	2,5	1,2	0,81	11,3	2,2	1,3	0,71	2	6	9
Эксплуатационные		СУПБ			СМК	СУПБ			СМК	БП		
Индикаторы риска (факторы опасности)										Последствия проявления для БП		

Пример матрицы исходных данных для формирования функциональной зависимости индикаторов риска (факторов опасности) и последствий проявления этих факторов для БП

Согласно рекомендациям ICAO Doc 9859 (п. 5.4.5.4), оценка эффективности функционирования СУБП на практике выражается в показателях эффективности обеспечения БП (Safety Performance Indicator – SPI) и соответствующих заданных (Target) и предупредительных (Alert) уровнях [15].

Согласно п. 3.1.1 дополнения 2 к Приложению 19 [12] и ISM ORG 3.2.1[6], SPI используется для решения следующих задач: верификации (проверки) и мониторинга эффективности обеспечения БП в рамках СУБП авиакомпании; валидации (подтверждения) эффективности контроля рисков в области БП.

Мониторинг и оценка эффективности обеспечения БП в рамках СУБП реализуется и с помощью отслеживания изменения значений SPI [3, 11, 15].

В авиакомпаниях, как правило, используются базовые показатели SPI (например, количество авиационных инцидентов, количество замечаний 2 и 3 уровней оценки безопасности полётов иностранных воздушных судов (SAFA) или внутрироссийских полевых инспекций) и показатели SPI по составляющим деятельности: лётная и техническая эксплуатация, работа кабинных экипажей.

[5] Федеральные авиационные правила. Подготовка и выполнение полётов в гражданской авиации Российской Федерации: Приказ Минтранса России от 31.07.2009 № 128. 102 с.

[6] https://www.aviation-quality-services.com/assets/Uploads/customer-area/library/iosa/a57f20906d/ISM-TR-2019-3.pdf

К показателям SPI в отношении лётной эксплуатации могут быть отнесены, например:

- среднее количество авиационных инцидентов (АИ), обусловленных ошибками/нарушениями лётного состава, на 1000 полётов;
- взвешенная частота отклонений в технике пилотирования, обусловленных долгим выравниванием (long flare) перед посадкой, на 1000 полётов;
- взвешенная частота отклонений от скорости на конечном этапе захода на посадку (*Vapp*) на 1000 полётов.

К показателям SPI в отношении технической эксплуатации могут быть отнесены:

- коэффициент задержек вылетов по техническим причинам;
- среднее количество дефектов, записанных лётными экипажами, на 1000 полётов;
- отношение количества отложенных дефектов со статусом перечень минимального оборудования (MEL)/перечень отклонений от конфигурации (CDL) к общему количеству полётов ВС, находящихся в эксплуатации на момент анализа (с учётом выведенных ВС для проведения ТО, технических работ);
- среднее количество выключений двигателя в полёте на 1000 полётов;
- среднее количество прекращений выполнения полётного задания (АИ) по техническим причинам на 1000 полётов.

Выявление взаимосвязанных данных, получаемых методами MSG-3 анализа Уровней 1, 2, анализа Уровня 3 (АНМ) с используемыми авиакомпанией в СУБП, с последующей организацией постоянного мониторинга системами встроенного контроля, является алгоритмом решения задачи определения состава данных о техническом состоянии ВС для реализации задач СУБП.

Одним из способов достижения цели определения состава данных о техническом состоянии ВС, используемых для функционирования СУБП, является решение обратной задачи, когда на основании используемых эксплуатантом индикаторов оценки уровня достигнутой БП, в том числе интегрированных, первоначально выделяются параметры, формирующие эти показатели, а на следующем этапе (обратная задача) из этих параметров выявляются те, которые могут быть достоверно оценены методами MSG-3 анализа.

Наиболее влияющими на БП являются отказы и неисправности функциональных систем и силовых установок, приводящие к усложнению условий полёта или катастрофическим состояниям.

Анализ функциональных отказов, проводимый по методологии MSG-3, сфокусирован на оценке возможных последствий отказов и выявлении их причин на уровне комплектующих изделий или интерфейсов системы или подсистемы, определённой в качестве важных для ТО.

В соответствии с логической схемой MSG-3 результатами анализа функциональных систем и силовой установки Уровня 1 и Уровня 2 в СУБП являются выявленные явные и скрытые отказы, влияющие на БП, которые затем используются при выборе конкретного вида работы (работ) по техническому обслуживанию.

Система мониторинга, основанная на анализе метода MSG-3, позволяет формировать достоверные прогностические оценки уровня БП как в краткосрочной, так и в средне- и долгосрочной перспективах. Система мониторинга также способна предоставлять дополнительную информацию и анализ, которые могут быть полезными для обеспечения БП. Например, она может предоставлять данные о состоянии и надёжности различных компонентов ВС, а также о рисках, связанных с погодными условиями или другими внешними факторами. Кроме того, система мониторинга может использоваться для прогнозирования и предотвращения возможных аварийных ситуаций. Анализируя данные и тренды, система способна выявлять потенциальные проблемы и предупреждать об опасности, что позволяет принимать меры по их устранению или снижению риска. Таким образом, система мониторинга на основе MSG-3 анализа имеет широкий спектр применения и является неотъемлемой частью обеспечения БП.

Основным инструментом реализации такой системы мониторинга могут быть информационные ресурсы, построенные на технологиях искусственного интеллекта. Доступ к этим

информационным ресурсам целесообразно предоставлять с использованием функционала, характерного для интеллектуальных информационно-справочных систем, адаптирующих круг доступных пользователю информационных ресурсов к его ролям.

В целом, применение технологий искусственного интеллекта в информационных ресурсах для мониторинга СТС и управления БП открывает новые возможности для более эффективного и удобного взаимодействия пользователей с системой. Это позволяет повысить производительность и качество работы, а также снизить вероятность ошибок и проблем.

Заключение

Перспективная подсистема мониторинга технического состояния авиационной техники будет представлять собой инновационную облачную платформу. Она разрабатывается с целью сбора и обработки данных от всех поставщиков обслуживания, включая центры ТОиР, а также авиакомпании. Данная платформа будет обеспечивать поддержку принятия решений для эксплуатантов и авиационных властей, предоставляя им возможность формирования программы ТО ВС, мониторинга их технического состояния, а также контроля действий лётного и технического персонала.

С использованием облачной платформы информация о состоянии авиационной техники может собираться и передаваться в режиме реального времени, что позволяет оперативно реагировать на любые проблемы, обнаруженные в процессе эксплуатации, и принимать соответствующие меры для их устранения. Кроме того, платформа обеспечивает возможность анализа больших объёмов данных, что позволяет выявлять тенденции и предсказывать возможные поломки или сбои при эксплуатации ВС.

Важным аспектом подсистемы мониторинга является её способность предоставлять информацию о техническом состоянии в режиме реального времени не только эксплуатантам, но и авиационным властям, что позволит органам государственного надзора и контроля оперативно реагировать на проблемы, связанные с БП и обслуживанием авиационной техники. Кроме того, подсистема мониторинга может быть интегрирована с другими системами, например, такими как системы организации и обслуживания воздушного движения. Это позволяет автоматизировать процессы и обеспечивать более эффективное использование ресурсов, что, в свою очередь, снижает затраты на обслуживание и повышает БП. Таким образом, перспективная подсистема мониторинга технического состояния авиационной техники будет способствовать обеспечению поддержания заданного уровня БП, оптимизации процессов обслуживания и улучшению эффективности использования ресурсов.

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

Список источников

1. ИКАО Doc 10004. Глобальный план обеспечения безопасности полётов. 2023–2025. Монреаль, ИКАО, 2022. 58 с.

2. Гипич Г. Н., Куклев Е. А. Применение правил разработки систем управления безопасностью полётов гражданской авиации // Транспорт Российской Федерации. Журнал о науке, практике, экономике. 2009. №5(24). [Электронный ресурс]. URL: https://cyberleninka.ru/article/n/primenenie-pravil-razrabotki-sistem-upravleniya-bezopasnostyu-poletov-grazhdanskoy-aviatsii (дата обращения: 10.10.2023).

3. ИКАО Doc 9859 AN/474. Руководство по управлению безопасностью полётов (РУБП). Издание 3. Монреаль, ИКАО, 2013. 318 с.

4. Черняк Л. С. Большие данные – новая теория и практика //Открытые системы. СУБД. 2011. № 10. С. 18–27.

5. Воронина В. В., Михеев А. В., Ярушкина Н. Г., Святов К. В. Теория и практика машинного обучения: учебное пособие. Ульяновск : УлГТУ, 2017. 290 с.

6. Шваб К. Четвёртая промышленная революция. Москва: Эксмо, 2016. 285 с.

7. Официальный документ: Intelligent Twins. Совместное создание интеллектуальных двойников и построение мира интеллектуальных технологий. [Электронный ресурс]. URL: https://huawei.ru/upload/docs/Белая%20книга%20Huawei%20Intelligent%20Twins.pdf (дата обращения: 09.08.2023).

8. Хузмиев И. К. Информационные технологии – инфраструктура четвёртой промышленной революции // Россия: тенденции и перспективы развития. Электрон. науч. журнал. 2017. [Электронный ресурс]. URL: https://cyberleninka.ru/article/n/informatsionnye-tehnologii-infrastruktura-chetvertoy-promyshlennoy-revolyutsii/viewer (дата обращения: 09.10.2023).

9. The FLY AI Report. Demystifying and Accelerating AI in Aviation/ATM. Eurocontrol, 2020, 76 p. [Электронный ресурс]. URL: https://www.eurocontrol.int/publication/fly-ai-report (дата обращения: 09.10.2023).

10. Система управления безопасностью полётов (СУБП). Росавиация. [Электронный ресурс]. URL: https://favt.gov.ru/dejatelnost-bezopasnost-poletov-subp// (дата обращения: 09.10.2023).

11. Кулешов А. А. К решению задачи управления безопасностью полётов самолёта для местных воздушных линий с поддержкой эксплуатационным стандартом технического обслуживания MSG-3 // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2021. № 37. С. 117–125.

12. Приложение 19 к Конвенции по международной гражданской авиации. Управление безопасностью полётов. Издание 2. Монреаль. ИКАО, 2016. 48 с.

13. IS-BAO Standards and Recommended Practices. IBAC, 2016, 560 p.

14. IOSA Standards Manual. 14th Edition. IATA, 2021, 713 p., available at: https://www.aviation-quality-services.com/assets/Uploads/customer-area/library/iosa/f44834e1a2/aaep6sR1.pdf (accessed: 14.10.2023).

15. Правила разработки и применения систем управления безопасностью полётов воздушных судов, а также сбора и анализа данных о факторах опасности и риска, создающих угрозу безопасности полётов гражданских воздушных судов, хранения этих данных и обмена ими в соответствии с международными стандартами международной организации гражданской авиации: Постановление Правительства Российской Федерации от 12 апреля 2022 г. № 642 [Электронный ресурс]. URL: http://publication.pravo.gov.ru/document/0001202204130011 (дата обращения: 25.05.2023).

References

1. ICAO Doc 10004. Global Aviation Safety Plan. 2023–2025. ICAO, Montreal, 2023, 52 p.

2. Gipich G. N., Kuklev E. A. Primenenie pravil razrabotki sistem upravleniya bezopasnost'yu polyotov grazhdanskoj aviatsii, *Transport Rossijskoj Federatsii. Zhurnal o nauke, praktike, ehkonomike*, 2009, no. 5(24), available at: https://cyberleninka.ru/article/n/primenenie-pravil-razrabotki-sistem-upravleniya-bezopasnostyu-poletov-grazhdanskoy-aviatsii (acessed: 10.10.2023). (In Russ.)

3. ICAO Doc 9859 AN/474. Safety Management Manual. 3d ed., ICAO, Montreal, 2013, 300 p.

4. Chernyak L. S. Bol'shie dannye – novaya teoriya i praktika, *Otkrytye sistemy. SUBD*, 2011, no. 10, pp. 18–27. (In Russ.)

5. Voronina V. V., Mikheev A. V., Yarushkina N. G., Svyatov K. V. *Teoriya i praktika mashinnogo obucheniya: uchebnoe posobie*, Ulyanovsk, UlGTU Publ., 2017, 290 p. (In Russ.)

6. Shvab K. *Chetvertaya promyshlennaya revolyutsiya [Fourth industrial revolution]*, Moscow, Ehksmo Publ., 2016, 285 p. (In Russ.)

7. Ofitsial'nyj dokument: Intelligent Twins. Sovmestnoe sozdanie intellektual'nykh dvojnikov i postroenie mira intellektual'nykh tehnologij, available at: https://huawei.ru/upload/docs/Belaja%20kniga%20Huawei%20Intelligent%20Twins.pdf (accessed: 09.08.2023). (In Russ.)

8. Khuzmiev I. K. Informatsionnye tekhnologii - infrastruktura chetvyortoj promyshlennoj revolyutsii, *Rossiya: tendentsii i perspektivy razvitiya. Ehlektron. nauch. zhurnal*, 2017, available at: https://cyberleninka.

ru/article/n/informatsionnye-tehnologii-infrastruktura-chetvertoy-promyshlennoy-revolyutsii/viewer (accessed: 09.10.2023). (In Russ.)

9. The FLY AI Report. Demystifying and Accelerating AI in Aviation/ATM. Eurocontrol, 2020, 76 p., available at: https://www.eurocontrol.int/publication/fly-ai-report (accessed 09.10.2023).

10. Systema upravleniya bezopasnostiu poletov (SUBP). Rosaviatsiya, available at: https://favt.gov.ru/dejatelnost-bezopasnost-poletov-subp// (accessed 09.10.2023). (In Russ.)

11. Kuleshov A. A. The task of flight safety management system for regional aircraft with support by MSG-3 schedule maintenance standard, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2021, no. 37, pp. 117–125. (In Russ.)

12. Annex 19 to the Convention on International Civil Aviation. Flight Safety Management. Ed. 2. ICAO, Montreal, 2016, 48 p.

13. IS-BAO Standards and Recommended Practices. IBAC, 2016, 560 p.

14. IOSA Standards Manual. 14th Edition. IATA, 2021, 713 p., available at: https://www.aviation-quality-services.com/assets/Uploads/customer-area/library/iosa/f44834e1a2/aaep6sR1.pdf (accessed: 14.10.2023).

15. Pravila razrabotki i primeneniya sistem upravleniya bezopasnost'yu poletov vozdushnyh sudov, a takzhe sbora i analiza dannyh o faktorah opasnosti i riska, sozdayushchih ugrozu bezopasnosti poletov grazhdanskih vozdushnyh sudov, hraneniya etih dannyh i obmena imi v sootvetstvii s mezhdunarodnymi standartami mezhdunarodnoj organizacii grazhdanskoj aviacii. Resolution of the Goverment of the Russian Federation, April 12, 2022, no. 642, available at: http://publication.pravo.gov.ru/document/0001202204130011 (accessed 25.05.2023). (In Russ.)

Информация об авторах

Кан Анна Владимировна, кандидат технических наук, начальник аналитического отдела Департамента координации и сопровождения программ, Национальный исследовательский центр «Институт им. Н. Е. Жуковского», Москва, Россия, kanav@nrczh.ru

Кулешов Александр Анатольевич, доктор технических наук, профессор кафедры, Московский государственный технический университет гражданской авиации; заместитель генерального директора по гражданской авиатехнике, Научно-производственное предприятие «Аэросила», Ступино, Московская обл., Россия, kaa_alex@mail.ru

Шапкин Василий Сергеевич, доктор технических наук, профессор, лауреат премии Правительства Российской Федерации в области науки и техники, заслуженный работник транспорта РФ, первый заместитель генерального директора, Национальный исследовательский центр «Институт им. Н. Е. Жуковского», Москва, Россия, shapkinvs@nrczh.ru

Authors information

Kan Anna V., Candidate of Sciences (Engineering), Head of the Analytical Department of the Department for Coordination and Support of Programs, National Research Center “Institute named after Zhukovsky”, Moscow, Russia, kanav@nrczh.ru

Kuleshov Alexander A., Doctor of Sciences (Engineering), Professor of the Department, Moscow State Technical University of Civil Aviation; Deputy General Director for civil aviation products, Scientific-Production Enterprise “Aerosila”, Stupino, Moscow region, Russia, kaa_alex@mail.ru

Shapkin Vasily S., Doctor of Sciences (Engineering), Professor, Laureate of the Government of the Russian Federation in the field of science and technology, Honored Worker of Transport of the Russian Federation, First Deputy General Director, National Research Center “Institute named after Zhukovsky”, Moscow, Russia, shapkinvs@nrczh.ru

Статья поступила в редакцию 06.07.2023; одобрена после рецензирования 20.10.2023; принята к публикации 27.10.2023.
The article was submitted 06.07.2023; approved after reviewing 20.10.2023; accepted for publication 27.10.2023.

Научная статья
УДК 656.7.052:351.814.335

ВЫБОР АНАЛИТИЧЕСКОГО ВЫРАЖЕНИЯ ПЛОТНОСТИ ВЕРОЯТНОСТИ ОШИБОК ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ СИСТЕМОЙ НАБЛЮДЕНИЯ ПРИ ОЦЕНКЕ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЁТОВ В ПРОЦЕДУРАХ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ЭШЕЛОНИРОВАНИЯ

В. Б. СПРЫСКОВ, Е. В. ШУВАЛОВА, С. В. КУЗНЕЦОВ

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. Точность определения координат воздушных судов (ВС) системой наблюдения обслуживания воздушного движения (ОВД) в интеллектуальных транспортных системах является одним из основных условий обеспечения безопасности воздушного движения при решении задач эшелонирования. В настоящей статье для оценки безопасности полётов в процедурах горизонтального эшелонирования количественно эту точность определяли как величину, равную корню квадратному от среднеквадратических нецентрированных невязок определения координат ВС. Для оценки вероятности горизонтального перекрытия эшелонируемых ВС эта величина должна быть встроена в модель ошибок определения координат ВС системой наблюдения и произведён расчёт плотности вероятности наблюдаемого интервала между ВС в процедуре их горизонтального разделения. Это позволяет найти вероятность горизонтального перекрытия ВС при эшелонировании и, как следствие, рассчитать технический риск катастроф. В статье рассмотрены четыре типа плотностей ошибок определения координат ВС системой наблюдения. Для всех типов ошибок получены математические выражения для вероятности горизонтального перекрытия, зависящие от точности определения координат ВС системой наблюдения. Обоснован критерий выбора для аналитического выражения плотности вероятности ошибок определения координат ВС в задачах оценки технического риска и выполнено его практическое применение: из четырёх предложенных плотностей выбрана наилучшая в соответствии с обоснованным критерием.

Ключевые слова: обслуживание воздушного движения, технический риск катастроф, эшелонирование воздушных судов, система наблюдения ОВД, модель ошибок, плотность вероятности ошибок, определение координат, интеллектуальные транспортные системы

Для цитирования: Спрысков В. Б., Шувалова Е. В., Кузнецов С. В. Выбор аналитического выражения плотности вероятности ошибок определения координат системой наблюдения при оценке безопасности полётов в процедурах горизонтального эшелонирования // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 44. С. 113–119.

SELECTION OF AN ANALYTICAL EXPRESSION FOR THE PROBABILITY DENSITY OF ERRORS IN DETERMINING COORDINATES BY A SURVEILLANCE SYSTEM WHEN ASSESSING FLIGHT SAFETY IN HORIZONTAL SEPARATION PROCEDURES

V. B. SPRYSKOV, E. V. SHUVALOVA, S. V. KUZNETSOV

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

© В. Б. СПРЫСКОВ, Е. В. ШУВАЛОВА, С. В. КУЗНЕЦОВ, 2023

Abstract. It is generally accepted that the accuracy of measuring aircraft coordinates by the air traffic services (ATS) surveillance system is the most important factor in ensuring air traffic safety when solving separation problems. In this case, the accuracy is understood as the square root of the root-mean-square residuals of measuring the coordinates of the aircraft (AC). By itself, this numerical parameter cannot be used to assess the probability of horizontal overlap of separated aircraft. It must be built into the error model of determining the aircraft coordinates by the surveillance system, then, for the selected error model, find the probability density of the observed interval between the aircraft in the horizontal separation procedure, and only after that the probability of horizontal overlap of the aircraft during separation. In the article, four types of laws of errors in measuring the aircraft coordinates by the observation system were studied. For all error laws, mathematical expressions were obtained for the probability of horizontal overlap, parametrically dependent on the accuracy of measuring the aircraft coordinates by the observation system. A criterion for choosing an analytical expression for the probability density of errors in measuring aircraft coordinates was developed and its practical application was carried out.

Keywords: air traffic services, technical risk of accident, separation of aircraft, the air traffic services (ATS) surveillance system, the error model, error probability density, determination of coordinate, intelligent transport systems

For citation: Spryskov V. B., Shuvalova E. V., Kuznetsov S. V. Selection of an analytical expression for the probability density of errors in determining coordinates by a surveillance system when assessing flight safety in horizontal separation procedures, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 44, pp. 113–119. (In Russ.)

Введение

Системы наблюдения ОВД представляют собой сложные материальные объекты, использующие разные физические принципы определения координат ВС в зоне своей ответственности. Значительная часть систем наблюдения включает в себя сегмент радарного наблюдения за ВС. Системы наблюдения могут дополнять радарный сегмент другими решениями, например, на основе автоматического радиовещательного зависимого наблюдения (АЗН-В), многопозиционной системы наблюдения (МПСН). В любом случае все системы наблюдения определяют координаты подвижных объектов с ошибками, а процессы определения новых координат ВС выполняются с вероятностями меньшими единицы. Поэтому эшелонирование ВС на основе использования координатной информации системы наблюдения объективно порождает риск катастроф, факторы которого обоснованы и описаны в [1]. Там же обоснованы способы оснащения модели технического риска катастроф ВС значениями всех факторов риска, кроме фактора, связанного с законом распределения ошибок определения координат ВС.

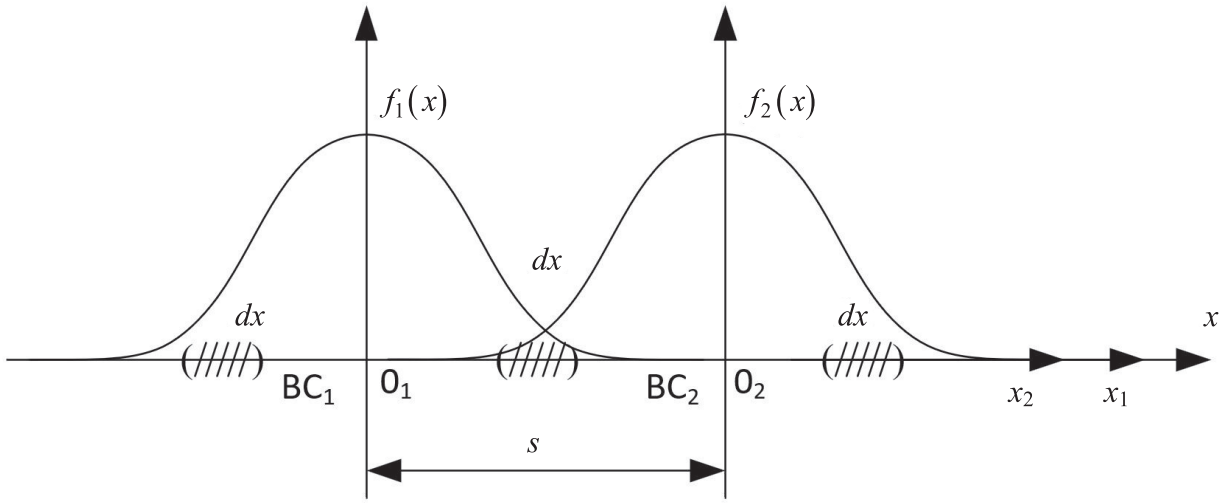
Обоснование аналитического выражения плотности вероятности ошибок определения координат системой наблюдения является целью настоящей статьи.

Аналитические выражения плотности вероятности перекрытия ВС для целей оценки безопасности полётов на основе информации системы наблюдения ОВД

Существующие модели ошибок определения координат ВС системами наблюдения ОВД исследованы и описаны в [2]. Будем использовать их для нахождения плотности вероятности наблюдаемого интервала между ВС в процедуре горизонтального эшелонирования. В нашем случае координаты обоих эшелонируемых ВС являются случайными величинами с плотностями ошибок определения, описанными в [2].

Будем считать, что ошибки определения координат одного ВС независимы от ошибок для другого ВС эшелонируемой пары. Для любого значения наблюдаемого расстояния s между ВС существует вероятность их перекрытия в горизонтальной плоскости.

Пусть $0x$ – направление сближения наблюдаемых объектов в горизонтальной плоскости. Пусть $f_1(x_1)$ и $f_2(x_2)$ – плотности вероятностей ошибок определения координат x_1 $ВС_1$ и координат x_2 $ВС_2$ системой наблюдения ОВД. 0_1, 0_2 – центры координат систем, в которых определены плотности $f_1(x_1)$ и $f_2(x_2)$. При этом наблюдаемое расстояние между эшелонируемыми ВС равно s.



Плотности вероятностей фактических отклонений ВС от наблюдаемых при эшелонировании пар ВС

Плотность вероятности перекрытия эшелонируемой пары при фактических положениях ВС относительно наблюдаемых, соответствующих рисунку, следует рассматривать как плотность вероятности разницы случайных координат x_1 и x_2, равной s.

Итак, $x_1 - x_2 = s$ или $x_2 = x_1 - s$.

Обозначим x_1 как x: $x_1 = x$. Получим искомую плотность в виде

$$C(s) = \int_{-\infty}^{\infty} f_1(x) f_2(x-s) dx. \qquad (1)$$

По сути, $C(s)$ представляет собой плотности вероятности наблюдаемого интервала s между ВС в процедуре горизонтального эшелонирования. Для перечисленных в [2] плотностей линейных ошибок определения координат ВС $f_1(x)$ и $f_2(x)$ плотности вероятности перекрытий ВС $C(s)$ в соответствии с (1) будут равны: $C_{G_G}(s); C_{DE\ \ DE}(s); C_G(s); C_{DE}(s)$.

Аналитические формулы перечисленных плотностей представлены в [2].

Выбор аналитического выражения плотности вероятности перекрытия эшелонируемой пары при оценивании технического риска катастроф ВС

На основе аналитических выражений [2] и формулы (1) для плотностей вероятностей перекрытия ВС эшелонируемой пары, разделённой на наблюдаемый интервал s, установим *критерий выбора* плотности вероятности перекрытия ВС в задачах оценки технического риска.

Будем считать, что в расчётах технического риска катастроф при эшелонировании ВС на основе информации системы наблюдения [1] следует применять такой тип ошибок определения координат ВС, при котором технический риск удовлетворяет целевому уровню (TLStech) для заданных значений $S_{\min}$, периода обновления информации наблюдения (T_u) и точности определения координат ВС(σ_s). Помимо величин TLStech, σ_s, T_u, $S_{\min}$ при расчётах технического риска, как следует из [1], участвуют и другие параметры системы наблюдения и воздушного движения в пространстве, в котором выполняются процедуры горизонтального эшелонирования: F – частота применения процедуры горизонтального эшелонирования, P_0 – вероятность обновления

информации наблюдения, P_1 – вероятность пропуска одного обновления информации наблюдения, P_2 – вероятность пропуска двух подряд обновлений информации наблюдения, P_3 – вероятность пропуска трёх подряд обновлений информации наблюдения, w_γ – весовые доли эшелонируемых ВС в зависимости от углов γ пересечения их путевых скоростей W. Возьмём значения этих параметров точно такими же, как в документе Евроконтроля [3]: $F = 0{,}05 \frac{1}{\text{летн.ч}}$; $P_0 = 0{,}975$; $P_1 = 0{,}013$; $P_2 = 0{,}007$; $P_3 = 0{,}005$; $w_{\gamma=60^\circ} = 0{,}05$; $w_{\gamma=90^\circ} = 0{,}95 - 10^{-6}$; $w_{\gamma=180^\circ} = 10^{-6}$.

Дополнительно будем учитывать, что известны требования безопасности к значениям T_u и σ_s для двух минимальных горизонтальных интервалов эшелонирования ИКАО [3] и требования безопасности к значениям T_u и σ_s для двух минимальных горизонтальных интервалов эшелонирования Российской Федерации [4]:

Для минимумов ИКАО:

$S_{\min} = 5 \cdot 1{,}852$ км; $T_u = 8$ с; $\sigma_s = 0{,}5$ км;

$S_{\min} = 3 \cdot 1{,}852$ км; $T_u = 5$ с; $\sigma_s = 0{,}3$ км.

Для минимумов Российской Федерации согласно Федеральным правилам[1]:

$S_{\min} = 10$ км; $T_u = 10$ с; $\sigma_s = 0{,}5$ км;

$S_{\min} = 5$ км; $T_u = 5$ с; $\sigma_s = 0{,}27$ км.

Тот тип ошибок координат ВС, который удовлетворяет четырём значениям $S_{\min}$, T_u, σ_s при соблюдении установленного $\text{TLStech} = 5 \cdot 10^{-10} \frac{1}{\text{летн.ч}}$ [3, 4], будет выбран в качестве удовлетворительного типа плотности вероятности ошибки определения координат ВС.

Выполним расчёты риска в соответствии с [1] для плотностей вероятностей перекрытия ВС в горизонтальной плоскости $C_{G_G}(s)$; $C_{DE_DE}(s)$; $C_G(s)$; $C_{DE}(s)$. В качестве габарита ВС в плане будем использовать величину $lx = 0{,}04146$ км.

В табл. 1 и 2 представлены расчёты технического риска катастроф (Risk_tech) в зависимости от типа плотностей вероятностей ошибок определения координат эшелонируемых ВС и их точностей (σ_s) при разных минимумах горизонтального эшелонирования $S_{\min}$ и периодах обновления информации наблюдения (T_u).

Таблица 1

Risk_tech при при $W = 820$ км/ч, $S_{\min} = 5 \cdot 1{,}852$ км, $T_u = 8$ с и $S_{\min} = 10$ км, $T_u = 10$ с

Точность определения координат ВС σ_s [м]	Тип плотности вероятности ошибки определения координат ВС			
	G_G	DE_DE	G	DE
$S_{\min} = 5 \cdot 1{,}852$ км, $T_u = 8$ с				
200	$1{,}6901 \cdot 10^{-16}$	$1{,}0773 \cdot 10^{-13}$	$6{,}5209 \cdot 10^{-24}$	$3{,}7975 \cdot 10^{-18}$
250	$3{,}2063 \cdot 10^{-15}$	$2{,}3239 \cdot 10^{-12}$	$3{,}2655 \cdot 10^{-20}$	$4{,}0213 \cdot 10^{-17}$
300	$1{,}6730 \cdot 10^{-13}$	$2{,}1118 \cdot 10^{-11}$	$3{,}1412 \cdot 10^{-18}$	$1{,}9935 \cdot 10^{-16}$
350	$2{,}3578 \cdot 10^{-12}$	$1{,}0872 \cdot 10^{-10}$	$4{,}7169 \cdot 10^{-17}$	$1{,}4062 \cdot 10^{-15}$
400	$1{,}8224 \cdot 10^{-11}$	$3{,}7892 \cdot 10^{-10}$	$2{,}6470 \cdot 10^{-16}$	$1{,}8155 \cdot 10^{-14}$
450	$1{,}0463 \cdot 10^{-10}$	$1{,}0044 \cdot 10^{-9}$	$8{,}4129 \cdot 10^{-16}$	$1{,}7273 \cdot 10^{-13}$
500	$4{,}3771 \cdot 10^{-10}$	$2{,}1867 \cdot 10^{-9}$	$1{,}8838 \cdot 10^{-15}$	$1{,}1037 \cdot 10^{-12}$
550	$1{,}4178 \cdot 10^{-9}$	$4{,}1177 \cdot 10^{-9}$	$3{,}3629 \cdot 10^{-15}$	$5{,}2216 \cdot 10^{-12}$

[1] Федеральные правила использования воздушного пространства Российской Федерации: Приложение к Постановлению Правительства РФ от 11 марта 2010 г. № 138.

Окончание таблицы 1

Точность определения координат ВС σ_s [м]	Тип плотности вероятности ошибки определения координат ВС			
	G_G	DE_DE	G	DE
$S_{\min} = 10$ км, $T_u = 10$ с				
200	$4{,}0057 \cdot 10^{-15}$	$8{,}4058 \cdot 10^{-14}$	$1{,}6429 \cdot 10^{-15}$	$3{,}9002 \cdot 10^{-15}$
250	$7{,}4061 \cdot 10^{-15}$	$1{,}3885 \cdot 10^{-12}$	$7{,}7765 \cdot 10^{-15}$	$9{,}0756 \cdot 10^{-15}$
300	$1{,}6388 \cdot 10^{-13}$	$1{,}1033 \cdot 10^{-11}$	$1{,}7022 \cdot 10^{-14}$	$1{,}5076 \cdot 10^{-14}$
350	$2{,}0461 \cdot 10^{-12}$	$5{,}4977 \cdot 10^{-11}$	$2{,}6118 \cdot 10^{-16}$	$2{,}1701 \cdot 10^{-14}$
400	$1{,}3280 \cdot 10^{-11}$	$1{,}9496 \cdot 10^{-10}$	$3{,}3349 \cdot 10^{-14}$	$4{,}2271 \cdot 10^{-14}$
450	$6{,}3678 \cdot 10^{-11}$	$5{,}3557 \cdot 10^{-10}$	$3{,}8413 \cdot 10^{-14}$	$1{,}8682 \cdot 10^{-13}$
500	$2{,}4529 \cdot 10^{-10}$	$1{,}2138 \cdot 10^{-9}$	$4{,}1625 \cdot 10^{-14}$	$9{,}8563 \cdot 10^{-13}$
550	$7{,}6151 \cdot 10^{-10}$	$2{,}3769 \cdot 10^{-9}$	$4{,}3465 \cdot 10^{-14}$	$4{,}2268 \cdot 10^{-12}$

Таблица 2

Risk_tech при $W = 400$ км/ч, $S_{\min} = 3 \cdot 1{,}852$ км, $T_u = 5$ с и $S_{\min} = 5$ км, $T_u = 5$ с

Точность определения координат ВС σ_s [м]	Тип плотности вероятности ошибки определения координат ВС			
	G_G	DE_DE	G	DE
$S_{\min} = 3 \cdot 1{,}852$ км, $T_u = 5$ с				
180	$3{,}2661 \cdot 10^{-15}$	$2{,}5920 \cdot 10^{-11}$	$1{,}4533 \cdot 10^{-50}$	$5{,}3600 \cdot 10^{-20}$
210	$3{,}2452 \cdot 10^{-13}$	$1{,}5357 \cdot 10^{-10}$	$9{,}4708 \cdot 10^{-41}$	$1{,}0207 \cdot 10^{-17}$
240	$8{,}1745 \cdot 10^{-12}$	$5{,}7509 \cdot 10^{-10}$	$2{,}1455 \cdot 10^{-34}$	$5{,}7607 \cdot 10^{-16}$
270	$7{,}9859 \cdot 10^{-11}$	$1{,}5872 \cdot 10^{-9}$	$4{,}7556 \cdot 10^{-30}$	$1{,}4012 \cdot 10^{-14}$
300	$4{,}2483 \cdot 10^{-10}$	$3{,}5407 \cdot 10^{-9}$	$5{,}9771 \cdot 10^{-27}$	$1{,}8441 \cdot 10^{-13}$
330	$1{,}5704 \cdot 10^{-9}$	$6{,}7706 \cdot 10^{-9}$	$1{,}1550 \cdot 10^{-24}$	$1{,}5306 \cdot 10^{-12}$
360	$4{,}7024 \cdot 10^{-9}$	$1{,}1541 \cdot 10^{-8}$	$6{,}4603 \cdot 10^{-23}$	$8{,}9247 \cdot 10^{-12}$
390	$1{,}2232 \cdot 10^{-8}$	$1{,}8023 \cdot 10^{-8}$	$2{,}3296 \cdot 10^{-21}$	$3{,}9519 \cdot 10^{-11}$
$S_{\min} = 5$ км, $T_u = 5$ с				
180	$1{,}1821 \cdot 10^{-13}$	$1{,}0990 \cdot 10^{-10}$	$3{,}5421 \cdot 10^{-39}$	$3{,}7572 \cdot 10^{-18}$
210	$5{,}3051 \cdot 10^{-12}$	$4{,}9269 \cdot 10^{-10}$	$2{,}1993 \cdot 10^{-32}$	$3{,}8495 \cdot 10^{-16}$
240	$7{,}4196 \cdot 10^{-11}$	$1{,}5949 \cdot 10^{-9}$	$5{,}4534 \cdot 10^{-28}$	$1{,}3656 \cdot 10^{-14}$
270	$4{,}8339 \cdot 10^{-10}$	$3{,}9302 \cdot 10^{-9}$	$5{,}4709 \cdot 10^{-25}$	$2{,}3144 \cdot 10^{-13}$
300	$2{,}0280 \cdot 10^{-9}$	$8{,}0080 \cdot 10^{-9}$	$7{,}5167 \cdot 10^{-23}$	$2{,}2810 \cdot 10^{-12}$
330	$6{,}6414 \cdot 10^{-9}$	$1{,}4222 \cdot 10^{-8}$	$2{,}8857 \cdot 10^{-21}$	$1{,}4940 \cdot 10^{-11}$
360	$1{,}8426 \cdot 10^{-8}$	$2{,}2806 \cdot 10^{-8}$	$6{,}9602 \cdot 10^{-20}$	$7{,}1504 \cdot 10^{-11}$
390	$4{,}4145 \cdot 10^{-8}$	$3{,}3856 \cdot 10^{-8}$	$3{,}1639 \cdot 10^{-18}$	$2{,}6789 \cdot 10^{-10}$

Требования безопасности Евроконтроля к точности для $S_{\min} = 5 \cdot 1{,}852$ км, $T_u = 8$ с составляют 500 м; для $S_{\min} = 3 \cdot 1{,}852$ км, $T_u = 5$ с составляют 300 м [3]. Отечественные требования безопасности к точности для $S_{\min} = 10$ км, $T_u = 10$ с составляют 500 м; для $S_{\min} = 5$ км, $T_u = 5$ с составляют 270 м [4].

В соответствии с установленным критерием выбора анализ табл. 1 и табл. 2 позволяет однозначно выбрать плотности G типа, DE типа и G_G типа ошибок определения координат ВС системой наблюдения ОВД, потому что технический риск катастроф, соответствующий указанным типам ошибок, не превосходит уровня TLStech и удовлетворяет одновременно четырём известным безопасным минимумам горизонтального эшелонирования вместе с установленными интервалами обновления информации наблюдения и применяемыми требованиями к точностям определений координат ВС. Однако, для плотностей G типа и DE типа технический риск существенно меньше приемлемого уровня $5 \cdot 10^{-10} \frac{1}{\text{летн.ч}}$, что позволяет применять несколько бóльшие минимумы, а для плотности G_G типа применяемый минимум нельзя увеличивать из-за того, что риск практически равен приемлемому уровню, оставаясь меньше его. Такой результат обусловлен тем, что G_G плотность является плотностью с засорением, а плотности G типа и DE типа – без засорения. Ошибки G_G типа полностью соответствуют обоснованному критерию выбора. Полученные результаты совпадают с рекомендациями циркуляра ИКАО Cir326 AN/188 [5].

Заключение

Представленная статья завершает цикл публикаций [1, 6] по теме моделирования технического риска катастроф ВС. Ни в отечественной, ни в международной гражданской авиации такого рода научные исследования до настоящего времени не проводились. Эта тема актуальна для отечественной авиации ещё и тем, что в практике ГА минимумы горизонтального эшелонирования при наблюдении ранее не были научно обоснованы. Выполненные авторами исследования позволяют однозначно выбрать G_G тип плотности распределения вероятностей ошибок для оценки безопасности полётов при горизонтальном эшелонировании ВС при использовании системы наблюдения ОВД в интеллектуальных транспортных системах. Для проведения расчётов следует пользоваться моделью технического риска [1, 3] и оценкой статистической дисперсии ошибки определения координат ВС.

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

Список источников

1. Спрысков В. Б., Шувалова Е. В., Кузнецов С. В. Модель оценки технического риска катастроф при эшелонировании воздушных судов в горизонтальной плоскости на основе информации системы наблюдения обслуживания воздушного движения // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 40. С. 111–123.

2. Ефанов Д. Е., Спрысков В. Б., Шапкин В. С., Далецкий С. В. Подход к выбору аналитического выражения плотности вероятности линейных ошибок измерения координат ВС посредством радиолокатора при оценивании безопасности полётов в системе маршрутов зональной навигации со спецификациями RNAV 1, RNAV 2 и/или RNAV 5 // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2017. № 17. С. 41–55.

3. Eurocontrol specification for ATM Surveillance System Performance, volume 2, ed. 1.1, Eurocontrol, Brussels, 2015, 90 p.

4. Разработка единых критериев определения оптимального уровня оснащённости средствами связи, навигации, наблюдения и автоматизации аэродромов и маршрутов ОВД Российской Федерации (этап 3): отчёт о НИР. ГосНИИ ГА, 2021. 261 с.

5. ICAO Cir 326 AN/188. Оценка наблюдения с использованием систем ADS-B и мультилатерации в целях обеспечения обслуживания воздушного движения и рекомендации по их внедрению. ИКАО: Монреаль, 2013. 29 с.

6. Спрысков В. Б., Шувалова Е. В., Кузнецов С. В. Решение экстремальных задач определения фактического минимального горизонтального интервала между ВС при эшелонировании на пересекающихся курсах по информации системы наблюдения обслуживания воздушного движения // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 41. С. 133–143.

References

1. Spryskov V. B., Shuvalova E. V., Kuznetsov S. V. Model for estimating technical risk of accident when separation aircraft in the horizontal plane based on air traffic service surveillance system, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2022, no. 40, pp. 111–123. (In Russ.)

2. Efanov D. E., Spryskov V. B., Shapkin V. S., Daletskiy S. V. Approach to the selection of analytic expressions of probability density for linear errors in measuring aircraft coordinates using radar when evaluating flight safety in the area navigation route system with RNAV 1, RNAV 2 and/or RNAV 5 specifications. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2017, no. 17, pp. 41–54. (In Russ.)

3. Eurocontrol Specification for ATM Surveillance System Performance, volume 2, ed. 1.1, Eurocontrol, Brussels, 2015, 90 p.

4. Razrabotka edinykh kriteriev opredeleniya optimal'nogo urovnya osnashchyonnosti sredstvami svyazi, navigatsii, nablyudeniya i avtomatizatsii aehrodromov i marshrutov OVD Rossijskoj Federatsii (ehtap 3), otchet o NIR, Moscow, GosNII GA, 2021, 261 p. (In Russ.)

5. ICAO Cir 326 AN/188. Assessment of ADS-B and Multilateration Surveillance to Support Air Traffic Services and Guidelines for Implementation, ICAO, Montreal, 2012, 41 p.

6. Spryskov V. B., Shuvalova E. V., Kuznetsov S. V. Decision problems of determining the actual minimum horizontal interval between aircrafts when separation on crossing courses using the information of the air traffic service supervision system, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2022, no. 41, pp. 133–143. (In Russ.)

Информация об авторах

Спрысков Владимир Борисович, доктор технических наук, главный научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, spryskov@atminst.ru

Шувалова Екатерина Викторовна, заместитель генерального директора по аэронавигации, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, shuvalovaev@gosniiga.ru

Кузнецов Сергей Вадимович, начальник отдела – директор ЦСТО, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, kuznetsov_sv@gosniiga.ru

Authors information

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

Shuvalova Ekaterina V., Deputy General Director for Air Navigation, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, shuvalovaev@gosniiga.ru

Kuznetsov Sergei V., Head of Department – Director of CAET, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, kuznetsov_sv@gosniiga.ru

Статья поступила в редакцию 27.07.2023; одобрена после рецензирования 26.10.2023; принята к публикации 14.11.2023.
The article was submitted 27.07.2023; approved after reviewing 26.10.2023; accepted for publication 14.11.2023.

Научная статья
УДК 656.7.052:351.814.335

ФОРМУЛА ПОЛНОГО РИСКА КАТАСТРОФ ПРИ ЭШЕЛОНИРОВАНИИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ В ГОРИЗОНТАЛЬНОЙ ПЛОСКОСТИ НА ОСНОВЕ ИНФОРМАЦИИ СИСТЕМЫ НАБЛЮДЕНИЯ ОБСЛУЖИВАНИЯ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ

Е. В. ШУВАЛОВА, В. Б. СПРЫСКОВ, С. В. КУЗНЕЦОВ

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. В статье обоснована формула полного риска катастроф при горизонтальном эшелонировании воздушных судов (ВС) на основе информации системы наблюдения обслуживания воздушного движения (ОВД) в интеллектуальных транспортных системах. Полнота риска обусловлена не только тем, что при его оценивании учитываются все факторы, влияющие на технический риск катастроф (точность, вероятности обновления информации системы наблюдения и темп обновления этой информации, скорости полётов ВС, их усреднённые размеры, углы пересечения путевых скоростей ВС и частота применения информации наблюдения для обеспечения безопасности полётов), но и навигационные свойства ВС, и параметры надёжности навигации, наблюдения, связи и автоматизации управления воздушным движением (УВД) в процессе применения процедуры эшелонирования. Формула позволяет рассчитывать полный риск катастроф ВС по фактическим значениям факторов навигации, надёжности воздушного движения и параметров функционирования системы наблюдения ОВД. Сравнение полученной оценки полного риска с принятым в отечественной практике целевым уровнем позволяет принимать решение об обеспечении безопасности полётов при эшелонировании ВС с использованием информации системы наблюдения.

Ключевые слова: аэронавигация, обслуживание воздушного движения, воздушное судно, полный риск катастроф, технический риск катастроф, горизонтальное эшелонирование, система наблюдения ОВД, интеллектуальные транспортные системы

Для цитирования: Шувалова Е. В., Спрысков В. Б., Кузнецов С. В. Формула полного риска катастроф при эшелонировании воздушных судов в горизонтальной плоскости на основе информации системы наблюдения обслуживания воздушного движения // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 44. С. 120–127.

FORMULA OF TOTAL RISK OF ACCIDENTS WHEN SEPARATION AIRCRAFT IN THE HORIZONTAL PLANE BASED ON AIR TRAFFIC SERVICE SURVEILLANCE SYSTEM

E. V. SHUVALOVA, V. B. SPRYSKOV, S. V. KUZNETSOV

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

Abstract. The article formalizes the mathematical model of a complete catastrophe in the case of horizontal separation of aircraft based on the information of the air traffic monitoring system. The completeness of the probability of application is due not only to the fact that its assessment takes into account all factors that

© Е. В. ШУВАЛОВА, В. Б. СПРЫСКОВ, С. В. КУЗНЕЦОВ, 2023

affect the technical risk of disasters (accuracy, the probability of increasing surveillance system information and the rate of updating this information, aircraft flight speeds, their average dimensions, the angles of intersection of ground speeds of separated aircraft and frequency) of surveillance information for the application of separation of aircraft, but also the navigational properties of the separated aircraft, and the reliability parameters of navigation, surveillance, communications and ATM during the separation procedure. Comparison of the obtained assessment of the achieved level of risk with the use of the target increase in the level in the Russian Federation makes it possible to make a decision on ensuring flight safety when separating aircraft using observation data.

Keywords: air navigation, air traffic services, aircraft, full disaster risk, technical disaster risk, horizontal separation, ATS surveillance system, intelligent transport systems

For citation: Shuvalova E. V., Spryskov V. B., Kuznetsov S. V. Formula of total risk of accidents when separation aircraft in the horizontal plane based on air traffic service surveillance system, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 44, pp. 120–127. (In Russ.)

Введение

В работах [1–3] описана формула и процедура вычисления технического риска катастроф при горизонтальном эшелонировании ВС с использованием информации системы наблюдения ОВД в интеллектуальных транспортных системах. Там же описаны четырнадцать факторов, влияющих на величину технического риска катастроф при горизонтальном эшелонировании ВС с использованием информации системы наблюдения ОВД. При этом факторы, связанные с навигационным обеспечением полётов и с надёжностью функционирования систем связи, наблюдения и автоматизации УВД, при оценивании технического риска не учитывались. Цель настоящей работы – описать влияние этих не учитывавшихся ранее факторов на безопасность воздушного движения и обосновать формулу полного риска катастроф.

Влияние навигационного обеспечения полётов на полный риск катастроф при эшелонировании ВС в горизонтальной плоскости

При обеспечении безопасности полётов в воздушном пространстве, в котором функционирует система наблюдения ОВД, процедуры эшелонирования ВС выполняются посредством взаимодействия подсистем наблюдения (S), связи (C) и службы УВД (ATM – Air Traffic Management). Навигация (N), как часть комплекса CNS/ATM, практически влияет на безопасность полётов только при отказах или существенном ухудшении рабочих характеристик указанных подсистем CS/ATM. Связано это с тем, что при существенных ухудшениях параметров подсистемы навигации или при её отказе диспетчерская служба при работоспособных подсистемах наблюдения и связи устраняет негативные последствия фактора навигации. Однако, при невозможности такого устранения (при отказах) влияние фактора навигации необходимо учитывать.

Считаем, что при отказах подсистем C или S, или ATM для эшелонируемой пары ВС не будет обеспечен требуемый минимальный интервал сближения. При названных отказах минимальный интервал может находиться в диапазоне $[0-2S_{\min}]$, где $S_{\min}$ – минимальный интервал горизонтального эшелонирования. При сближениях на указанных интервалах положение отдельного ВС в пространстве описывается его навигационными характеристиками со спецификациями RNP или RNAV [4].

ИКАО рекомендует [5] описывать распределение навигационных ошибок ВС, совершающих полёты с навигационными спецификациями RNP и RNAV, экспоненциальным DE законом, имеющим плотность вероятности [6]

$$f_{\text{PBN}}(y)=\frac{1}{2\lambda_{\text{PBN}}}\exp\left(-\frac{|y|}{\lambda_{\text{PBN}}}\right),$$

где y – величина отклонения от линии заданного пути в направлении сближения ВС; $\lambda_{\text{PBN}}=-\frac{\text{RNP}}{-\ln(0{,}05)}\cdot 1{,}852$ [км] – параметр плотности вероятности ошибок навигации при полётах ВС с навигационными спецификациями PBN.

При отсутствии контроля за сближением пары минимальное «плановое» расстояние между ВС может быть любым, в том числе равным 0 км. Для получения консервативной оценки вероятности горизонтального перекрытия при неконтролируемом сближении ВС из-за потери работоспособности диспетчера ОВД, или проблем связи, или наблюдения, принято считать, что плотность вероятности минимального расстояния s сближения ВС является равномерной в диапазоне $[0-2S_{\min}]$ с аналитической записью:

$$f(s)=\frac{1}{\hat{S}},\ 0\le s\le\hat{S}.$$

где $\hat{S}$ – максимальное возможное значение неконтролируемого сближения пары ВС. Величина $\hat{S}$ зависит от применяемого минимума горизонтального эшелонирования при использовании информации наблюдения ОВД.

Тогда среднее значение вероятности горизонтального перекрытия ВС равно:

$$\overline{HOP}_{\text{PBN}}(\hat{S})=2r\int_0^{\hat{S}}f(s)\int_{-\infty}^{\infty}f_{\text{PBN}}(y)f_{\text{PBN}}(y-s)dyds=$$
$$=\frac{r}{2\hat{S}}\left[2\left(1-\exp\left(-\frac{\hat{S}}{\lambda_{\text{PBN}}}\right)\right)-\frac{\hat{S}}{\lambda_{\text{PBN}}}\exp\left(-\frac{\hat{S}}{\lambda_{\text{PBN}}}\right)\right],\qquad(1)$$

где r – диаметр основания кругового цилиндра, аппроксимирующего ВС в плане.

Пусть $r=0{,}05$ км. Покажем, как будет меняться $\overline{HOP}_{\text{PBN}}(\hat{S})$ при полётах ВС в контролируемом пространстве с навигационными спецификациями от RNAV1 до RNAV5 и при значениях $\hat{S}$, равных $S_{\min}$ и $2S_{\min}$. Расчёты будем выполнять по модели (1). Результаты сведены в таблицу.

Величина $\overline{HOP}_{\text{PBN}}(\hat{S})$ при неконтролируемом сближении ВС для различных навигационных спецификаций при $S_{\min}=10$ км

Навигационные спецификации	Средняя вероятность горизонтального перекрытия при неконтролируемом сближении ВС $\overline{HOP}_{\text{PBN}}(\hat{S})$	
	$\hat{S}=10$ км	$\hat{S}=20$ км
RNAV1	0,0050	0,0025
RNAV2	0,0050	0,0025
RNAV3	0,0049	0,0025
RNAV4	0,0047	0,0025
RNAV5	0,0045	0,0025

Анализ таблицы показывает, что для $\hat{S}=S_{\min}$ различия вероятностей $\overline{HOP}_{\text{PBN}}(\hat{S})$ для различных навигационных спецификаций не превосходят 10 %, а для $\hat{S}=2S_{\min}$ вероятности $\overline{HOP}_{\text{PBN}}(\hat{S})$ одинаковы при том, что максимальные различия навигационных спецификаций достигают 400 %.

Аналогичные вычисления были выполнены для района аэродрома, где $S_{\min}=10$ км, а навигационные спецификации лежат в диапазоне RNAV0,3 – RNAV1. Для $\hat{S}=5$ км все средние значения вероятностей горизонтального перекрытия при неконтролируемом сближении ВС для различных навигационных спецификаций равны 0,0100. А для $\hat{S}=10$ км аналогичные вероятности равны 0,0050.

Таким образом, при неконтролируемом сближении ВС в ситуации, когда относительное расстояние между парой ВС имеет тенденцию к нарушению минимального интервала 5 или 10 км, средняя вероятность столкновения в горизонтальной плоскости будет равна 0,0050 либо 0,0025 соответственно. А для разных значений спецификации PBN вероятности горизонтального перекрытия одинаковые при $\hat{S}=2S_{\min}$. Для обеспечения безопасности полётов ВС в системе ОВД этот факт позволяет обосновать единые требования для надёжности канала «диспетчер – экипаж», для надёжности наблюдения, связи и учесть все эти параметры при комплексном моделировании риска катастроф в системе организации воздушного движения (ОрВД) независимо от навигационных спецификаций полётов в контролируемом воздушном пространстве.

Учёт отказов наблюдения, связи и УВД в модели полного риска катастроф ВС при горизонтальном эшелонировании

В [1] дано описание объективных причин возникновения технического риска катастроф при эшелонировании ВС с использованием информации наблюдения. Показано, что любая процедура эшелонирования ВС с использованием информации наблюдения с некоторой вероятностью связана с возможностью столкновения эшелонируемых ВС из-за воздействия двух групп причин, таких как:

- совокупность технических параметров самой системы наблюдения (точность, период обновления информации, вероятности обновления информации);
- особенности воздушного движения и применения процедур эшелонирования с использованием наблюдения в рассматриваемой зоне ответственности ОВД (частота применения процедур горизонтального эшелонирования, применяемые минимумы эшелонирования, скорости движения ВС, типы относительного движения, габаритные размеры ВС).

Описание влияния этих причин на технический риск выполнено в [1] в предположении о работоспособном состоянии наблюдения, связи, диспетчера УВД, который выполняет процедуру эшелонирования без нарушений.

При технических отказах или невозможности выполнить процедуру эшелонирования диспетчером УВД выше было сделано предположение, что минимальный интервал между эшелонируемыми ВС может быть любым с равной вероятностью в диапазоне $[0...2S_{\min}]$. Как указано там же, средние вероятности горизонтального перекрытия при $S_{\min}=5$ км и $S_{\min}=10$ км равны 0,0050 и 0,0025 соответственно, причём значение 0,0025 одинаково для всех навигационных спецификаций, используемых при $S_{\min}=10$ км. Величина 0,0050 также одинакова для всех навигационных спецификаций при полётах с $S_{\min}=5$ км:

$$\overline{HOP}_{\mathrm{N}}(S_{\min}=10\ \text{км})=0{,}0025;$$
$$\overline{HOP}_{\mathrm{N}}(S_{\min}=5\ \text{км})=0{,}0050.$$

Для перехода от события «столкновение ВС» к событию «катастрофа ВС» вероятность $\overline{HOP}_{\mathrm{N}}(S_{\min})$ необходимо умножить на вероятность вертикального перекрытия P_z и на коэффициент 2. Риск катастроф при отказах CS/ATM будет равен частоте применения процедуры горизонтального эшелонирования F в рассматриваемом воздушном пространстве, умноженной на величину $2P_z\overline{HOP}_{\mathrm{N}}(S_{\min})$ и на вероятность нахождения системы наблюдения или связи или УВД в состоянии отказа:

$$Risk_{cont} = 2FP_z \overline{HOP}_{\mathrm{N}}(S_{\min})(Cont_{\mathrm{S}} + Cont_{\mathrm{C}} + Cont_{\mathrm{ATM}}), \quad (2)$$

где: $Risk_{cont}$ – основная характеристика надёжности системы ОрВД, характеризующая вероятность отказа системы за интервал времени выполнения процедуры. Для $S_{\min} = 10$ км этот интервал равен 1 ч, а для $S_{\min} = 5$ км этот интервал равен 15 мин=1/4 ч; $Cont_{\mathrm{S}}, Cont_{\mathrm{C}}, Cont_{\mathrm{ATM}}$ – эксплуатационные непрерывности подсистем наблюдения, авиационной электросвязи и автоматизации УВД (ATM) соответственно, характеризующие вероятности отказа подсистем за интервал времени выполнения процедуры эшелонирования.

Формула полного (total) риска катастроф ВС при эшелонировании на основе информации системы наблюдения

Под полным риском следует понимать сумму технического риска и риска при отказах связи, наблюдения и УВД:

$$Risk_{total} = 2FP_z HOP_s(S_{\min})(A_{\mathrm{S}} A_{\mathrm{C}} A_{\mathrm{ATM}}) + 2FP_z \overline{HOP}_{\mathrm{N}}(S_{\min})(Cont_{\mathrm{S}} + Cont_{\mathrm{C}} + Cont_{\mathrm{ATM}}),$$

где A_{S}, A_{C}, A_{ATM} – коэффициенты эксплуатационной готовности (Availability) соответственно связи, наблюдения и УВД; $HOP_s(S_{\min})$ – вероятность горизонтального перекрытия, зависящая от $S_{\min}$ и характеристик функционирования наблюдения ОВД [1].

Ранее указывалось, что отказ навигации или потеря экипажем своего местоположения при функционировании C, S, ATM не приводит к возникновению существенных угроз безопасности воздушного движения, так как устраняется диспетчерской службой. Формально отказ навигации в (2) следует учитывать дополнительным членом уравнения:

$$\begin{aligned} Risk_{cont} = {} & 2FP_z \overline{HOP}_{\mathrm{N}}(S_{\min})(Cont_{\mathrm{S}} + Cont_{\mathrm{C}} + Cont_{\mathrm{ATM}}) + \\ & + 2FP_z \overline{\overline{HOP}}_{\mathrm{N}}(S_{\min})(Cont_{\mathrm{S}} + Cont_{\mathrm{C}} + Cont_{\mathrm{ATM}}) \end{aligned} \quad (3)$$

Здесь $\overline{\overline{HOP}}_{\mathrm{N}}(S_{\min})$ – средняя вероятность горизонтального перекрытия ВС при неконтролируемом сближении ВС, не обладающими заданными спецификациями.

Расчёты показывают, что при увеличении навигационной ошибки не происходит существенного роста величины $\overline{\overline{HOP}}_{\mathrm{N}}(S_{\min})$, и этот дополнительный член уравнения (3) умножается как на отказ навигации $(Cont_{\mathrm{N}})$ с уровнем значимости (10^{-5}–10^{-4}), так и на сомножитель $(Cont_{\mathrm{S}} + Cont_{\mathrm{C}} + Cont_{\mathrm{ATM}})$ с уровнем значимости порядка (10^{-5}).

Таким образом, расширение модели риска при отказах C, S, ATM с (2) до (3) ничего не даёт в практическом плане при обосновании требований безопасности к эксплуатационной непрерывности $Cont_{\mathrm{S}}, Cont_{\mathrm{C}}, Cont_{\mathrm{ATM}}$ системы ОВД.

Обоснование требований безопасности к надёжности подсистем наблюдения, связи и УВД системы ОрВД, осуществляющей эшелонирование

Модель полного риска катастроф при эшелонировании ВС на основе информации системы наблюдения ОВД (5) имеет практическое применение, если ограничить допустимый максимальный предел величины $Risk_{total}$. В [7] приводятся значения целевого уровня безопасности (TLS – target level of safety): $TLS_{total} = 5 \cdot 10^{-9}$ на 1 лётн. ч и $TLS_{tech} = 5 \cdot 10^{-10}$ на 1 лётн. ч. Этих двух уровней достаточно, чтобы обосновать допустимые величины значений эксплуатационных непрерывностей $Cont_{\mathrm{S}}, Cont_{\mathrm{C}}, Cont_{\mathrm{ATM}}$ системы ОВД.

Пусть $S_{\min}=10$ км. Ранее был получен результат $\overline{HOP}_{\mathrm{N}}(S_{\min}=10\ \text{км})=0{,}0025$. Пусть $Risk_{tech}=5\cdot10^{-10}$ на 1 лётн. ч. Тогда:

$$5\cdot10^{-10}+2FP_z\,\overline{HOP}_{\mathrm{N}}(S_{\min}=10)\left(Cont_{\mathrm{S}}+Cont_{\mathrm{C}}+Cont_{\mathrm{ATM}}\right)\ll5\cdot10^{-9}.$$

Пусть $F=0{,}05$ на 1 лётн. ч [7], $P_z=0{,}4$. Тогда:

$$2\cdot0{,}05\cdot0{,}4\cdot0{,}0025\cdot\left(Cont_{\mathrm{S}}+Cont_{\mathrm{C}}+Cont_{\mathrm{ATM}}\right)\ll4{,}5\cdot10^{-9};$$

$$\left(Cont_{\mathrm{S}}+Cont_{\mathrm{C}}+Cont_{\mathrm{ATM}}\right)\le4{,}5\cdot10^{-5}. \qquad (4)$$

Решить неравенство (4) без регуляризации невозможно.

Пусть $Cont=Cont_{\mathrm{S}}=Cont_{\mathrm{C}}=Cont_{\mathrm{ATM}}$. Тогда $Cont\le1{,}5\cdot10^{-5}$ на 1 ч при $S_{\min}=10$ км. Этап полёта – на маршруте и на подходе.

Пусть $S_{\min}=5$ км, тогда имеем $\overline{HOP}_{\mathrm{N}}(S_{\min}=5\ \text{км})=0{,}0050$.

Пусть $F=0{,}05$ на 1 лётн. ч [7], $P_z=0{,}11$. Тогда:

$$2\cdot0{,}05\cdot0{,}11\cdot0{,}005\cdot\left(Cont_{\mathrm{S}}+Cont_{\mathrm{C}}+Cont_{\mathrm{ATM}}\right)\ll4{,}5\cdot10^{-9};$$

$$\left(Cont_{\mathrm{S}}+Cont_{\mathrm{C}}+Cont_{\mathrm{ATM}}\right)\le\frac{4{,}5}{5{,}5}\cdot10^{-4}.$$

Пусть $Cont=Cont_{\mathrm{S}}=Cont_{\mathrm{C}}=Cont_{\mathrm{ATM}}$, тогда: $Cont\le\frac{4{,}5}{16{,}5}\cdot10^{-4}=2{,}72727\cdot10^{-5}$ на 1 ч. Этап полёта – в районе аэродрома после взлёта/перед посадкой.

Заключение

В статье обоснована формула полного риска катастроф в воздушном пространстве, в котором для обеспечения безопасности полётов применяются минимальные интервалы горизонтального эшелонирования ВС при использовании системы наблюдения ОВД.

Оценены требования к эксплуатационной непрерывности связи, наблюдения и автоматизации УВД. Для обеспечения допустимого значения полного риска, равного $5\cdot10^{-9}$ на 1 лётн. ч, непрерывность связи, наблюдения и УВД должна иметь уровень непрерывности порядка 10^{-5} на 1 ч.

Указанные требования по непрерывности невозможно обеспечить, как минимум, без двукратного резервирования авиационной электросвязи, наблюдения и УВД.

Обеспечение требований надёжности составляет основные затраты на безопасность полётов при ОВД.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Спрысков В. Б., Шувалова Е. В., Кузнецов С. В. Модель оценки технического риска катастроф при эшелонировании воздушных судов в горизонтальной плоскости на основе информации системы наблюдения обслуживания воздушного движения // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 40. С. 111–123.

2. Спрысков В. Б., Шувалова Е. В., Кузнецов С. В. Решение экстремальных задач определения фактического минимального горизонтального интервала между ВС при эшелонировании на пересекающихся

курсах по информации системы наблюдения обслуживания воздушного движения // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 41. С. 133–143.

3. Спрысков В. Б., Шувалова Е. В., Кузнецов С. В. Выбор аналитического выражения плотности вероятности ошибок определения координат системой наблюдения при оценке безопасности полётов в процедурах горизонтального эшелонирования // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 44. С. 113–119.

4. ИКАО Doc 9613 AN/937. Руководство по навигации, основанной на характеристиках (PBN). Изд. четвёртое. Монреаль: ИКАО, 2013. 444 с.

5. ИКАО Doc 9689 AN/953. Руководство по методике планирования воздушного пространства для определения минимумов эшелонирования. Изд. первое с поправкой № 1, Монреаль: ИКАО, 2002. 230 с.

6. ИКАО Cir 319 AN/181. Единые принципы моделирования риска столкновения в обоснование Руководства по методике планирования воздушного пространства для определения минимумов эшелонирования (Doc 9689). Монреаль: ИКАО, 2009. 74 с.

7. Eurocontrol Specification for ATM Surveillance System Performance, vol. 2, ed. 1.1, Eurocontrol, Brussels, 2015, 163 p.

References

1. Spryskov V. B., Shuvalova E. V., Kuznetsov S. V. Model for estimating technical risk of accident when separation aircraft in the horizontal plane based on air traffic service surveillance system, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2022, no. 40, pp. 111–123. (In Russ.)

2. Spryskov V. B., Shuvalova E. V., Kuznetsov S. V. Decision problems of determining the actual minimum horizontal interval between aircrafts when separation on crossing courses using the information of the air traffic service supervision system, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2022, no. 41, pp. 133–143. (In Russ.)

3. Spryskov V. B., Shuvalova E. V., Kuznetsov S. V. Selection of an analytical expression for the probability density of errors in determining coordinates by a surveillance system when assessing flight safety in horizontal separation procedures, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 44, pp. 113–119. (In Russ.)

4. ICAO Doc 9613 AN/937. Performance-based Navigation (PBN) Manual. Fourth edition, ICAO, Montreal, 2013, 398 p.

5. ICAO Doc 9689 AN/953. Manual on Airspace Planning Methodology for the Determination of Separation Minima. First edition, ICAO, Montreal, 2002, 205 p.

6. ICAO Cir 319 AN/181. Unified framework for collision risk modelling in support of the manual on airspace planning methodology for the determination of separation minima (Doc 9689), ICAO, Montreal, 2009, 70 p.

7. Eurocontrol Specification for ATM Surveillance System Performance, vol. 2, ed. 1.1, Eurocontrol, Brussels, 2015, 163 p.

Информация об авторах

Шувалова Екатерина Викторовна, заместитель генерального директора по аэронавигации, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, shuvalovaev@gosniiga.ru

Спрысков Владимир Борисович, доктор технических наук, главный научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, spryskov@atminst.ru

Кузнецов Сергей Вадимович, начальник отдела – директор ЦСТО, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, kuznetsov_sv@gosniiga.ru

Authors information

Shuvalova Ekaterina V., Deputy General Director for Air Navigation, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, shuvalovaev@gosniiga.ru

Spryskov Vladimir B., Doctor of Sciences (Engineering), Chief Researcher, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, spryskov@atminst.ru

Kuznetsov Sergei V., Head of Department – Director of CAET, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, kuznetsov_sv@gosniiga.ru

Статья поступила в редакцию 11.07.2023; одобрена после рецензирования 24.10.2023; принята к публикации 02.11.2023.
The article was submitted 11.07.2023; approved after reviewing 24.10.2023; accepted for publication 02.11.2023.

Научная статья
УДК 656.7.071.13+656.7.052

РАЗРАБОТКА КОНЦЕПЦИИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-АНАЛИТИЧЕСКОГО МЕТОДА ОПРЕДЕЛЕНИЯ СЕЧЕНИЙ НАГРУЗКИ ДИСПЕТЧЕРОВ РАЙОННЫХ ДИСПЕТЧЕРСКИХ ЦЕНТРОВ

С. Л. ОЛЕКСИН

Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации имени Главного маршала авиации А. А. Новикова, Санкт-Петербург, Россия

Аннотация. В статье изложена основная концепция создания экспериментально-аналитического метода определения сечений нагрузки, т. е. плотности воздушного движения (количества воздушных судов, находящихся одновременно под контролем, управлением и облуживанием у диспетчера управления воздушным движением (УВД) в зоне его ответственности в пределах конкретного сектора районного диспетчерского центра (РДЦ)) и предполагаемой интенсивности воздушного движения. Предложена система показателей эффективности технологических процессов обслуживания воздушного движения (ОВД), использования воздушного пространства исследуемого сектора РДЦ и разработаны рекомендации по их применению при структурном анализе деятельности объектов ОВД. Определены основные виды нагрузки диспетчерского персонала. Введены понятия «потенциальной пропускной способности», а также «базового сечения нагрузки», как соотношение интенсивности и плотности воздушного движения, соответствующего нормативным значениям загруженности диспетчерского персонала. Предложена и обоснована аналитическая зависимость значений пропускной способности от параметров вида нагрузки диспетчерского персонала, представленных в виде интенсивности возникновения ситуаций, требующих оперативного управления (СТУ) воздушного движения.

Ключевые слова: коэффициент загруженности диспетчера, аэронавигация, воздушный транспорт, воздушное судно, обслуживание воздушного движения, управление воздушным движением, организация воздушного движения, интеллектуальные транспортные системы

Для цитирования: Олексин С. Л. Разработка концепции экспериментально-аналитического метода определения сечений нагрузки диспетчеров районных диспетчерских центров // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 44. С. 128–136.

DEVELOPMENT OF THE CONCEPT OF AN EXPERIMENTAL AND ANALYTICAL METHOD FOR DETERMINING THE LOAD CROSS-SECTIONS OF DISPATCHERS OF DISTRICT DISPATCH CENTERS

S. L. OLEKSIN

Saint Petersburg State University of Civil Aviation named in honor of Air Chief Marshal A. A. Novikov, Saint Petersburg, Russia

Abstract. The article outlines the basic concept of creating an experimental and analytical method for determining load cross-sections, i.e. air traffic density (the number of aircraft simultaneously under the control, control and maintenance of the air traffic control dispatcher in his area of responsibility within a specific sector of

© С. Л. ОЛЕКСИН, 2023

the district control center (ACC)) and the estimated air traffic intensity. A system of indicators of the effectiveness of technological processes of air traffic services (ATS), the use of the airspace of the studied sector of the ACC is proposed and recommendations for their application in the structural analysis of the activities of ATS facilities are developed. The main types of load of dispatching personnel are determined. The concepts of "potential throughput" and "base load cross-section" are introduced as a slot (ratio) of intensity and density of air traffic corresponding to the standard values of the dispatcher's workload. The author proposes and substantiates the analytical dependence of the throughput values on the parameters of the type of load of dispatching personnel, presented in the form of the intensity of situations requiring operational control of air traffic.

Keywords: dispatcher load factor, air navigation, air transport, aircraft, air traffic services, air traffic control, air traffic management, intelligent transport systems

For citation: Oleksin S. L. Development of the concept of an experimental and analytical method for determining the load cross-sections of dispatchers of district dispatch centers, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 44, pp. 128–136. (In Russ.)

Введение

Для обозначения фактора, совокупно характеризующего нагрузку диспетчера в процессе ОВД, автором вводится понятие «сечение нагрузки». Под *N*-сечением нагрузки понимается совокупность всех видов задач, объективно предъявляемых диспетчеру складывающейся в процессе ОВД обстановкой при условии, что на обслуживании у него находится *N* ВС.

Определение сечений нагрузки как соотношений между интенсивностью и плотностью воздушного движения и показателями загруженности диспетчерского персонала является актуальным направлением научных исследований в сфере реализации Стратегии развития аэронавигационной системы Российской Федерации, утверждённой распоряжением Правительства России от 27 ноября 2021 г. № 3363-р, в части, касающейся управления пропускной способностью. В основе указанной Стратегии лежит аэронавигационный план ИКАО [1]. Согласно приказу Росавиации от 07.11.2012 № 757 (далее – Приказ 757) координирование потоков ВС является отправной точкой в изучении динамики пропускной способности секторов РДЦ и нормирования загруженности секторов РДЦ в интеллектуальных транспортных системах.

В основу концепции экспериментально-аналитического метода сечений нагрузки положены утверждения о том, что объективная нагрузка диспетчера в процессе ОВД:

- определяется ОВД в исследуемых секторах РДЦ и их структурными особенностями;
- пропорциональна интенсивности потока технологических задач и времени их реализации при определённом количестве обслуживаемых ВС;
- отражает любые изменения множества параметров системы ОВД.

Методы и методология исследований

Последовательная трансформация сформированных утверждений в математическую модель объективной нагрузки диспетчера в процессе ОВД состоит из следующих этапов.

В соответствии с первым утверждением (см. введение) объективная нагрузка диспетчера в процессе ОВД определяется прежде всего плотностью воздушного движения [2], т. е. количеством ВС *N*, одновременно находящихся в секторе РДЦ под контролем и управлением (обслуживанием), формирующих воздушную обстановку, являющуюся, в свою очередь, источником возникновения технологических задач, решаемых диспетчером УВД [3, 4]. Это утверждение можно представить в виде выражения:

$$L(N) = L_0(N) + L_1(N) + \ldots + L_N(N). \quad (1)$$

В соответствии со вторым утверждением (см. введение) каждая составляющая $L_i(N)$ суммы (1) характеризует конкретный и определённый вид деятельности диспетчера, усложняющийся по мере увеличения i, от реализации стандартных технологических операций по облуживанию только одного ВС и до решения задач по предотвращению потенциально-конфликтных ситуаций (ПКС) между N ВС. То есть $i = 0, 1, \ldots, N$ – индексы, характеризующие вид нагрузки, зависящие от сложности ОВД при выполнении актов деятельности конкретного вида и от вероятности возникновения ситуации, требующей от диспетчера выполнения этого вида нагрузки:

$L_0(N)$ – «фоновая» нагрузка, при которой временные затраты диспетчера при выполнении технологических операций по решению задач ОВД не зависят от числа ВС, находящихся на управлении;

$L_1(N)$ – нагрузка по выполнению стандартных операций ОВД (нагрузка 1-го рода);

$L_2(N)$ – нагрузка, соответствующая устранению конфликтов между парами ВС (нагрузка 2-го рода);

$L_N(N)$ – нагрузка, характеризующая занятость диспетчера деятельностью по устранению конфликтов одновременно между всеми ВС, находящимися на управлении.

Тогда для параметров, составляющих сумму (1), верны следующие выражения:

$$\left.\begin{array}{l} L_0(N) = L_0 C_N^0 = L_0; \\ L_1(N) = L_{1\text{o}} C_N^1 = L_{1\text{o}} N; \\ L_2(N) = L_{2\text{o}} C_N^2 = L_{2\text{o}} N(N-1)/2; \\ \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots \\ L_i(N) = L_{i\text{o}} C_N^i = L_{i\text{o}} N!/[i!(N-i)!]; \\ L_N(N) = L_{N\text{o}} C_N^N = L_{N\text{o}}. \end{array}\right\} \qquad (2)$$

Здесь $C_y^x = \dfrac{y!}{(y-x)!x!}$, $y > x \geq 0$ – обозначение (из дискретной математики) числа сочетаний из y элементов по x; $C_y^0 = C_y^y = 1$. В соответствии с третьим утверждением (см. введение) именно $L_{i\text{o}}$ отражают особенности конкретной системы ОВД по видам нагрузки; «о» в индексе обозначает объективную нагрузку.

С учётом (2) окончательно имеем:

$$L_i(N) = L_{0\text{o}} + L_{1\text{o}} N + L_{2\text{o}} N(N-1)/2 + \ldots + L_{N\text{o}}. \qquad (3)$$

В зависимости от выбора представления (см. ниже) содержательная трактовка параметров $L_{1\text{o}}$, $L_{2\text{o}}$ может приобретать некоторые специфические оттенки (в отличие от $L_{0\text{o}}$).

Параметр $L_{1\text{o}}$ – приведённая к одному ВС нагрузка 1-го рода, или среднестатистическое число заявок в единицу времени на выполнение нагрузки 2-го рода, отнесённое к одному ВС, находящемуся на управлении.

Аналогично $L_{2\text{o}}$ – приведённая к одной связи нагрузка 2-го рода. Тогда $L_{2\text{o}}$ есть среднестатистическое число заявок в единицу времени на выполнение нагрузки 2-го рода, отнесённое к одной связи между ВС, находящимися на управлении. Таким образом $L_{0\text{o}}$, $L_{1\text{o}}$, $L_{2\text{o}}$ – характеристики потока задач (заявок), обрабатываемых диспетчером в процессе ОВД. С большой степенью осторожности можно сказать, что эти параметры в меньшей степени зависят от результатов деятельности диспетчера в системе, чем параметры модели с коэффициентами загрузки (см. ниже), а в большей степени определяются структурой потоков ВС, их однородностью, конфигурацией воздушного пространства исследуемого сектора РДЦ.

Поскольку коэффициенты $L_{0\text{o}}$, $L_{1\text{o}}$, $L_{2\text{o}}$ в формуле (3) характеризуют потоки задач и зависят от организационно-структурных особенностей исследуемых секторов РДЦ, то их абсолютные

значения определяются экспериментально по некоторому множеству $S = \{S_0, S_1, \ldots, S_p\}$ сечений нагрузки (базовых сечений), доступных для наблюдения, путём построения уравнений регрессии. Прогноз нагрузки диспетчера на произвольном сечении достигается продолжением линии регрессии за пределы сечений, наблюдаемых в процессе сбора статистического материала. Это допустимо лишь в том случае, если необходима оценка объективной нагрузки на сечениях, не наблюдаемых в ходе эксперимента.

Это ограничение, обоснованное теоретически и доказанное экспериментально, выражается формулой:

$$L(N) = L_{0o} + L_{1o}N + L_{2o}N(N-1)/2, \quad (4)$$

представляющей собой математическую модель объективной нагрузки диспетчера в процессе ОВД. Указанная модель (4) полностью определяется тремя параметрами: L_{0o}, L_{1o}, L_{2o}.

Физический смысл параметра L_0 определён выше. Важно отметить, что L_{0o} отражает потери, затраты усилий и времени на действия, непосредственно не связанные с выполняемой деятельностью. Косвенно этот параметр отражает степень согласованности действий смежных секторов и служб ОВД. Экспериментальные данные свидетельствуют, что составляющая L_0 присутствует в нагрузке диспетчера даже на сечениях, близких к пропускной способности и нередко служит причиной локальных перегрузок. Представленная трактовка параметра L_0 остаётся справедливой, независимо от того, в каких единицах выражается нагрузка диспетчера (временны́х, когда определяется время, затраченное диспетчером на решение технологических задач по ОВД или условных – общее время, затраченное диспетчером на решение технологических задач по ОВД, отнесённое ко времени проведения эксперимента). Дело в том, что формула (4), являясь отражением фундаментального свойства управляемой системы ОВД – её разнообразия, не накладывает ограничений на вид показателя, которым определяется нагрузка диспетчера. В практическом использовании модели наиболее удобными, по мнению автора, являются два показателя: коэффициент загруженности Кз и интенсивность СТУ ($\lambda_{сту}$).

Таким образом, в зависимости от целей исследования или анализа деятельности диспетчерского персонала РДЦ, может быть использовано другое, совершенно равноправное представление на основе коэффициента загрузки:

$$Кз = К_0 + К_{1o}N + К_{2o}N(N-1)/2. \quad (5)$$

Параметры $К_0$, $К_{1o}$, $К_{2o}$ имеют тот же смысл указанных выше нагрузок, выражаемых также в условных единицах и, как следствие, напрямую зависят от субъекта труда. Параметр $К_{1o}$ косвенно характеризует быстродействие диспетчера в процессе ОВД, а параметр $К_{2o}$ – его безошибочность.

С учётом сказанного, в качестве показателя расчётной пропускной способности (*PSR*) системы ОВД может быть принято обусловленное нормативным показателем загруженности [2, 5] максимально допустимое количество ВС, одновременно находящихся у диспетчера на управлении. В качестве другого равноценного показателя может быть принята максимально допустимая интенсивность воздушного движения (нормативная пропускная способность НПС).

Использование уравнения (5) для определения пропускной способности предпочтительнее, поскольку для коэффициента загрузки диспетчера в Приказе 757 определено нормативное значение 0,55, что является необходимым условием для расчётов. Конкретно, *PSR* определяется из формулы (5) в предположении, что Кз принимает нормативное значение, равное 0,55, при условии, что $К_0 = 0$ (гипотетический факт, что фоновая нагрузка сводится на нет, если число ВС на управлении приближается к допускаемому). При достижении $Кз = 0{,}55$ согласно действующей методике определения НПС значение N в (5) будет представлять собой пропускную способность *PSR*, и можно записать:

$$0{,}55 = \text{К}_{1\text{о}} PSR + \text{К}_{2\text{о}} PSR(PSR-1)/2.$$

Типовые интервалы изменения параметров модели (5) определены по результатам исследований, проведённых аспирантами и магистрантами в 2019–2021 гг. под руководством автора в рамках научно-исследовательских работ применительно к секторам РДЦ:

$$\text{К}_0 \in [0{,}1 \div 0{,}2];\ \text{К}_{1\text{о}} \in [0{,}1 \div 0{,}05];\ \text{К}_{2\text{о}} \in [0{,}05 \div 0{,}015].$$

Любая система ОВД уникальна, поэтому оценка её эффективности может быть произведена только на основе моделей, отражающих сущностные свойства системы [6, 7]. Модель (5) удовлетворяет этому условию. Говоря о принципиальной возможности оценки эффективности систем ОВД с использованием разработанных моделей, следует исходить из предположения, что любое «узкое место» системы так или иначе оказывает влияние на нагрузку диспетчера. Любое нежелательное стечение факторов, связанных с нештатными ситуациями, влечёт за собой увеличение нагрузки определённого вида, и, наоборот, оптимальные режимы работы системы ОВД соответственно определяют комфортные условия работы диспетчера, который, как центральное звено системы управления, осуществляет непосредственное ОВД и испытывает её воздействие.

Кроме определённой выше расчётной пропускной способности системы ОВД *PSR*, следует установить совокупность основных показателей эффективности технологических процессов ОВД. Среди них можно выделить:

1. Вероятность нормального функционирования (соблюдения базового сечения) *P*(*N*).

P(*N*) есть вероятность того, что на управлении находится число ВС не более допустимого. Анализ технологических процессов в ряде зон РДЦ доказывает, что поток ВС, входящих в сектор ОВД, распределён по закону Пуассона [8]. Тогда:

$$P(N) = \sum_{k=0}^{PSR} \left(\lambda T_{\text{ср.взв}}\right)^k \text{e}^{-\lambda T_{\text{ср.взв}}} / k!,$$

где λT – параметр потока.

Представляет интерес обсуждение вопроса о допустимом значении *P*(*N*). Если значение *P*(*N*) невелико, например 0,7, то в действительности система слишком часто будет обслуживать ВС, число которых больше, чем её расчётная пропускная способность *PSR*. Если же оно очень велико, например 0,999, то это означает, что пропускная способность системы большая, и она будет реализовывать её редко. Не исключается назначение *P*(*N*) из иных, не связанных с вопросом пропускной способности соображений (например, экономических). Другой путь состоит в том, чтобы по аналогии с техническими системами принять нормативное значение $P(N) = 0{,}95$. С содержательной точки зрения это означало бы, что превышения *PSR*, происходящие в 5 % случаев, считаются редкими и их не принимают во внимание при решении проблемы.

2. Потенциальная пропускная способность *PSP*.

Этот показатель определяет верхнюю границу пропускной способности системы, устанавливаемую из предположения, что все усилия диспетчера направлены только на реализацию нагрузки первого рода (случай бесконфликтного ОВД). Тогда:

$$PSP = L(D)/L_{1\text{о}},$$

где: (*D*) – индекс допустимой плотности воздушного движения.

Располагая значениями *PSR* и *PSP*, можно оценить, насколько далека от совершенства имеющая место организационная структура воздушного пространства сектора РДЦ – *KORG*:

$$KORG = PSR/PSP\ (KORG < 1).$$

Очевидно, что случай $KORG = 1$ соответствует бесконфликтному ОВД.

3. Средняя нагрузка диспетчера.

Определяется как математическое ожидание нагрузки *ML*. В предположении пуассоновского характера входного потока ВС

$$ML = L_{0\text{o}} + L_{1\text{o}}\left(\lambda T_{\text{ср.взв}}\right) + L_{1\text{o}}\left(\lambda T_{\text{ср.взв}}\right)^2 / 2.$$

Оценив среднюю нагрузку диспетчера, можно сравнить её с нормативной, определив тем самым, насколько эффективно используется рабочее время диспетчера.

4. Коэффициент использования возможностей диспетчера *KISP*:

$$KISP = ML / L(D) \ \ (KISP < 1).$$

5. Функция интегральной сложности ОВД *SLI*(*N*).

Какой бы исчерпывающей ни была формулировка понятия сложности ОВД, она неизбежно ведёт к расплывчатости этого понятия. В силу неоднозначности его трактовки отсутствует возможность сравнения систем ОВД по показателям сложности, если эти показатели получены разными исследователями, что вызывает определённую трудность аналитического описания сложности ОВД. Разработанная автором модель позволяет решить эту задачу.

Переменная составляющая нагрузки $L(N)$ при наличии на управлении N ВС имеет вид:

$$L(N) = L_{1\text{o}} N + L_{2\text{o}} N(N-1)/2.$$

Иными словами, показатель сложности ОВД представляет собой долю нагрузки 2-го рода в переменной составляющей нагрузки диспетчера (здесь, как и ранее, полагается $L_0 = 0$ в экстремальных режимах, для которых значение показателя сложности представляет наибольший интерес).

Более компактно:

$$SLI(N) = \left(1 + \frac{2PRD}{N-1}\right)^{-1},$$

где $PRD = L_{1\text{o}} / L_{2\text{o}}$.

Очевидно $0 < SLI(N) < 1 \ \ (N > 2)$. Случай $SLI(N) = 0$ соответствует бесконфликтному ОВД.

6. Показатель динамики нагрузки определяется как:

$$H(N) = f(N+1) / \left[1 - f(N+1)\right],$$

где $f(N)$ – вероятность входа в контролируемое воздушное пространство ровно N ВС. $H(N)$ представляет собой условную вероятность появления на управлении $N+1$ ВС при условии, что число ВС превысит значение N. В частности, если $N = PSR$, а поток ВС – пуассоновский, то:

$$H(PSR) = \frac{\left(\lambda T_{\text{ср.взв}}\right)^{PSR+1} \text{e}^{-\lambda T_{\text{ср.взв}}}}{PSR+1} \left(1 - \sum_{k=0}^{PSR} \left(\lambda T_{\text{ср.взв}}\right)^k \text{e}^{-\lambda T_{\text{ср.взв}}} / k!\right)^{-1}.$$

Чем значение $H(PSR)$ ближе к единице, тем достовернее утверждение об отсутствии дальнейшего роста нагрузки.

Приведённые показатели в совокупности представляют собой систему оценки эффективности технологических процессов ОВД, хотя большинство из них и имеют самостоятельное

значение. Например, близкое к единице значение *KISP* является показателем высокой эффективности системы ОВД, если значение $P(N)$ невелико $(\leq 0{,}25)$.

Результаты исследования

Для наглядности и подтверждения корректности показателей эффективности технологических процессов (ПЭТП) ОВД, определяемых при помощи разработанного метода, проведён анализ полученных результатов (таблица), основанных на НПС исследуемых секторов РДЦ Северо-Западного направления Московского центра автоматизированного управления воздушным движением (МЦ АУВД).

Основные показатели эффективности технологических процессов

Секторы РДЦ/ПЭТП	*KISP*	*KORG*	*H*(*PSR*)	*ML*	*P*(*N*)	*PSP* (ВС)	*PSR* (ВС)	*SLI*	НПС (ВС/ч)
Запад 1	0,70	0,76	0,54	0,40	0,62	19	12	0,80	56
Запад 2	0,76	0,70	0,64	0,44	0,77	17	12	0,60	55
Запад 3	0,70	0,70	0,70	0,40	0,80	15	11	0,40	50
Север 1	0,75	0,71	0,52	0,42	0,73	17	12	0,50	53
Север 2	0,75	0,73	0,60	0,42	0,75	16	12	0,70	54
Север 3	0,70	0,72	0,59	0,40	0,72	15	11	0,60	49
Запад 13	0,70	0,65	0,68	0,33	0,69	16	11	0,49	50
Запад 123	0,68	0,60	0,47	0,29	0,61	18	11	0,40	50
Север 23	0,73	0,70	0,56	0,41	0,77	14	10	0,51	49

Анализируя результаты расчётов, можно сделать вывод, что с точки зрения оптимальности структуры воздушного пространства сектор Запад 123 (объединённый) далёк от совершенства (показатель $KORG = 0{,}6$). Несколько лучше организовано воздушное пространство в секторах Запад 13, Север 23 и Север 1, но при этом, судя по величине коэффициента *KORG*, в них также целесообразно провести реорганизационные мероприятия по изменению структуры воздушного пространства. При этом, даже при высоких значениях потенциальной *PSP* и расчётной *PSR* пропускных способностей, вероятность достижения базового сечения $P(N)$ значительно меньше единицы при стабильном потоке ВС (малые значения *SLI*). Все значения $P(N)$ (кроме сектора Запад 3) находятся в пределах 0,7. Это означает, что в действительности диспетчеры секторов РДЦ Северо-Западного направления МЦ АУВД с высокой вероятностью будут обслуживать ВС, число которых больше, чем расчётная пропускная способность *PSR* этих секторов.

Обсуждение полученных результатов

Проведённые исследования продемонстрировали целесообразность использования в качестве инструмента определения пропускной способности секторов РДЦ базового сечения нагрузки, представляющего собой соотношение интенсивности и плотности воздушного движения, соответствующее нормативным значениям загрузки диспетчеров УВД. В настоящее время отсутствуют подзаконные акты в области аэронавигации, устанавливающие взаимосвязь между интенсивностью и плотностью воздушного движения при заданных значениях загруженности

диспетчерского персонала. Менеджмент качества ФГУП «Госкорпорация по Организации воздушного движения» не предусматривает систему показателей эффективности ОВД, определяющих основные направления реорганизационных мероприятий по повышению пропускной способности и управлению пропускной способностью секторов РДЦ.

Все приведённые автором результаты получены на основе экспериментального исследования для РДЦ Северо-Западного направления МЦ АУВД и в силу этого не претендуют на общность. Анализируя технологические процессы в других диспетчерских центрах, следует иметь в виду, что полученные результаты могут значительно отличаться от вышеприведённых. Тем не менее, несмотря на вероятные различия в деталях (например, можно предположить, что эмпирический закон распределения $P(N)$ аппроксимируется гамма-распределением [8]), применимость экспериментально-аналитического метода определения сечений нагрузки диспетчеров РДЦ для решения практических задач возможна и для других диспетчерских зон.

Заключение

Разработанная концепция метода представляет собой экспериментально-аналитический способ прогнозирования объективной нагрузки диспетчера в процессе ОВД. Он позволяет сформировать требования к потоку ВС, получающих диспетчерское обслуживание в секторах РДЦ с определённой организационной структурой воздушного пространства. Основываясь на предложенной автором аналитической зависимости значений пропускной способности РДЦ от интенсивности возникновения ситуаций, требующих оперативного управления воздушным движением, и исходя из норм загруженности диспетчеров УВД при заданной интенсивности полётов, определяется допустимое значение плотности воздушного движения.

Метод определения сечений нагрузки диспетчеров РДЦ в совокупности с предложенной системой показателей эффективности технологических процессов ОВД и использования воздушного пространства дополнительно позволяет получать абсолютные оценки эффективности функционирования систем ОВД для секторов РДЦ и секторов подхода.

Конфликт интересов. Автор заявляет об отсутствии конфликта интересов.
Conflict of interest. The author declare no conflict of interest.

Список источников

1. ИКАО Doc 7754. Аэронавигационный план (Европейский регион) [Электронный ресурс]. URL: https://www.icao.int/EURNAT/EUR%20and%20NAT%20Documents/EUR%20Documents/_eANP%20EUR%20Doc7754/Doc%207754%20EUR%20eANP%20Vol%20I.pdf (дата обращения: 24.10.2023).

2. Олексин С. Л., Михальчевский Ю. Ю. Математическое моделирование процессов реализации задач информационного обеспечения технологических процессов обслуживания воздушного движения // Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации. 2022. № 1(34). С. 72–83.

3. Олексин С. Л., Гимищян М. К. Технология обслуживания воздушного движения. СПб.: СПбГУ ГА, 2020. 41 с.

4. Пятко С. Г., Красов А. И. Автоматизированные системы управления воздушным движением. СПб.: Политехника, 2004. 446 с.

5. Олексин С. Л. Методы анализа и моделирования технологических процессов обслуживания воздушного движения. СПб.: СПбГУ ГА, 2022. 82 с.

6. Олексин С. Л., Шейко Э. В. Исследование влияния организационной структуры диспетчерского пункта на характеристики пропускной способности секторов РЦ // Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации. 2022. № 3(36). С. 50–61.

7. Униченко Е. Г. Разработка методов повышения уровня безопасности полётов воздушных судов путём улучшения качества функционирования систем информационного обеспечения УВД. Москва: МГТУ ГА, 2008. 130 с.

8. Феллер В. Введение в теорию вероятностей и её приложения. В 2-х томах. Т. 1 / Пер. с англ. Москва: Мир, 1984. 528 с.

References

1. ICAO Doc 7754. Air navigation plan (European region) [Electronic resource], available at: https://www.icao.int/EURNAT/EUR%20and%20NAT%20Documents/EUR%20Documents/_eANP%20EUR%20Doc7754/Doc%207754%20EUR%20eANP%20Vol%20I.pdf. (accessed: 24.10.2023).

2. Oleksin S. L., Mikhalchevsky Yu. Yu. Mathematical modeling of the processes of implementation of the tasks of information support of technological processes of air traffic service. *Vestnik Sankt-Peterburgskogo universiteta grazhdanskoj aviatsii*, 2022, no. 1(34), pp. 72–83. (In Russ.)

3. Oleksin S. L., Gimishchyan M. K. *Tekhnologiya obsluzhivaniya vozdushnogo dvizheniya*. St. Petersburg, SPbGU GA Publ., 2020, 41 p. (In Russ.)

4. Pyatko S. G., Krasov A. I. *Avtomatizirovannye sistemy upravleniya vozdushnym dvizheniem [Automated air traffic control systems]*. St. Petersburg, Politekhnika Publ., 2004, 446 p. (In Russ.)

5. Oleksin S. L. *Metody analiza i modelirovaniya tekhnologicheskikh protsessov obsluzhivaniya vozdushnogo dvizheniya*. St. Petersburg, SPbGU GA Publ, 2022, 82 p. (In Russ.)

6. Oleksin S. L., Sheiko E. V. Investigation of the influence of the organizational structure of the control center on the characteristics of the throughput capacity of the DC sectors. *Vestnik Sankt-Peterburgskogo universiteta grazhdanskoj aviatsii*, 2022, no. 3(36), pp. 50–61. (In Russ.)

7. Unichenko E. G. *Razrabotka metodov povysheniya urovnya bezopasnosti polyotov vozdushnykh sudov putyom uluchsheniya kachestva funktsionirovaniya system informatsionnogo obespecheniya UVD*. Moscow, MGTU GA Publ., 2008, 130 p. (In Russ.)

8. Feller V. *Vvedenie v teoriyu veroyatnostej i eyo prilozheniya [Introduction to probability theory and its applications]*, in 2 volumes, vol. 1. Moscow, Mir Publ., 1984, 528 p. (In Russ.)

Информация об авторе

Олексин Сергей Львович, кандидат технических наук, доцент, заведующий кафедрой управления воздушным движением, Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации имени Главного маршала авиации А. А. Новикова, Санкт-Петербург, Россия, aviaita@mail.ru

Author information

Oleksin Sergey L., Candidate of Sciences (Engineering), Associate Professor, Head of the Department of Air Traffic Control, Saint Petersburg State University of Civil Aviation in Honor of Air Chief Marshal A. A. Novikov, Saint Petersburg, Russia, aviaita@mail.ru

Статья поступила в редакцию 25.07.2023; одобрена после рецензирования 25.10.2023; принята к публикации 02.11.2023.
The article was submitted 25.07.2023; approved after reviewing 25.10.2023; accepted for publication 02.11.2023.

Научная статья
УДК 656.7.052:351.814.38

ВЛИЯНИЕ УСЛОВИЙ РАСПРОСТРАНЕНИЯ РАДИОВОЛН НА ТОЧНОСТЬ ЛОКАЛЬНОЙ КОНТРОЛЬНО-КОРРЕКТИРУЮЩЕЙ СТАНЦИИ

В. А. ЛУКОЯНОВ

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. Изложенный в статье анализ влияния условий распространения радиоволн на точность локальной контрольно-корректирующей станции (ЛККС) является одной из составляющих оценки безопасности категорированной посадки воздушных судов (ВС). Точность ЛККС зависит от многих факторов, в том числе переменных во времени и пространстве, например таких, как условия распространения радиоволн. Ошибки, связанные с распространением радиоволн, носят нестационарный характер и зависят как от внешних условий, так и от времени и положения ВС относительно ЛККС. В статье на основании опыта создания, испытания и сертификации отечественных ЛККС рассматривается степень влияния ошибок, связанных с распространением радиоволн, на точность ЛККС, что позволяет разработать методы и алгоритмы их контроля в ЛККС при заходе на посадку, а также методики испытаний и сертификации вновь разрабатываемой аппаратуры ЛККС.

Ключевые слова: навигация, спутниковая навигация, распространение радиоволн, ионосферные задержки, тропосферные задержки, локальная контрольно-корректирующая станция, интеллектуальные транспортные системы

Для цитирования: Лукоянов В. А. Влияние условий распространения радиоволн на точность локальной контрольно-корректирующей станции // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 44. С. 137-142.

IMPACT OF RADIO WAVE PROPAGATION CONDITIONS ON LOCAL CONTROL AND CORRECTING STATION ACCURACY

V. A. LUKOYANOV

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

Abstract. The analysis of the effect of radio wave propagation conditions on the accuracy of the local control and correcting station described in the article is one of the components of the safety assessment of categorized landing of aircraft. The accuracy of local control and correcting station depends on many factors, including variables over time and space, for example, such as the conditions for the propagation of radio waves. Errors associated with the propagation of radio waves are non-stationary in nature and depend both on external conditions and on the time and position of the aircraft relative to local control and correcting station. In the article, based on the experience of creating, testing and certifying domestic local control and correcting stations, the degree of influence of errors associated with the spread of radio waves on the accuracy of local control and correcting station is considered, which makes it possible to develop methods and algorithms for their control in local control and correcting station during landing approach, as well as methods for testing and certification of newly developed local control and correcting station equipment.

Keywords: navigation, satellite navigation, propagation of radio waves, ionospheric delays, tropospheric delays, local control and correcting station, intelligent transport systems

© В. А. ЛУКОЯНОВ, 2023

For citation: Lukoyanov V. A. Impact of radio wave propagation conditions on local control and correcting station accuracy, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 44, pp. 137–142. (In Russ.)

Введение

Сигналы от спутников и от ЛККС служат в интеллектуальных транспортных системах для управления ВС. Одной из основных функций ЛККС является контроль целостности информации, передаваемой на борт ВС. Такой контроль позволяет с заданной вероятностью необнаруженного отказа определить выход точности передаваемых сообщений за пределы допуска и исключить данный спутник из решения навигационной задачи.

Сигналы от ЛККС поступают на вход бортового приёмника ВС, проходя через различные неоднородности в атмосфере (ионосфера и тропосфера для спутников и тропосфера для сигналов ЛККС) и на которые накладываются переотражённые сигналы от местных предметов, что приводит к ошибкам измерения псевдодальностей.

Цель настоящей статьи – анализ степени влияния ошибок на точность ЛККС, направленный на разработку методов и алгоритмов контроля ошибок в ЛККС и методик испытаний и сертификации вновь разрабатываемой аппаратуры ЛККС.

Источники и виды ошибок в ЛККС

Ошибки в ЛККС обусловлены такими факторами как:

1. Для наземной аппаратуры: шумы; отказы в опорных приёмниках и в передатчике VDB; комплексные отказы аппаратуры и её программно-математического обеспечения.

2. Для космической группировки: шумы дальномерных источников (спутников); искажения псевдослучайной последовательности дальномерных сигналов; расхождения кода и фазы; чрезмерные ускорения; ошибочные передачи информации, например, эфемерид и часов спутников.

3. Для окружающей среды: нормальные и аномальные задержки в ионосфере и в тропосфере; диффузные и корреляционные переотражения; электромагнитная интерференция.

Медленно меняющиеся ошибки компенсируются в ЛККС путём передачи поправок, а их выход за пределы допуска выявляется в системе контроля целостности ЛККС. Оставшиеся шумоподобные ошибки разделяются на ошибки:

- наземной аппаратуры σ_{grnd}, которые включают тепловые шумы, диффузные переотражения в месте установки опорных приёмников и ионосферные ошибки 2-го порядка. Эта ошибка (σ_{grnd}) частотой 2 Гц вычисляется в ЛККС и передаётся в сообщении типа 1 [1];

- когерентные переотражения. По своему характеру эти переотражения приводят к искажениям псевдослучайной последовательности и могут контролироваться системой контроля качества сигнала (SQM). Эти ошибки возникают, когда переотражения от больших однородных поверхностей (например, автомобиля) попадают в следящий строб коррелятора опорного приёмника. Для их исключения устанавливаются критические зоны, в которых не должно быть посторонних предметов. Их размер для современных корреляторов не превышает 150 м;

- остаточные ионосферные (σ_{iono}) и тропосферные (σ_{trop}) неопределённости (погрешности).

Ионосферная ошибка

Ионосферная ошибка связана с задержкой сигнала спутника при прохождении ионосферного слоя и может достигать 30 м. Эта задержка зависит от местоположения ЛККС, солнечной активности (11-летние и 4-летние циклы), сезонных и ежедневных вариаций

электронной концентрации в ионосфере (на всех участках). На борту эта ошибка зависит от угла места спутника.

В ионосферной ошибке условно выделяют ошибки 1-го порядка D_1 (не учитывающие геомагнитное поле), ошибки 2-го порядка D_2, связанные с изменением фазовой скорости в ионосферной плазме с учётом эффектов магнитного поля Земли, и ошибки 3-го порядка D_3, связанные с рефракционными эффектами искривления траектории из-за присутствующих в ионосфере неоднородностей [2].

Ошибка определения дальности после устранения ионосферной ошибки 1-го порядка в ЛККС по различным оценкам составляет от нескольких единиц до 20 см и является составляющей σ_{grnd}.

Контроль ионосферной ошибки определения псевдодальности в одночастотной аппаратуре, которая используется в ЛККС, производится путём расчёта псевдодальности по коду и фазе. Ошибка определения псевдодальностей по дальномерному коду и фазе несущей частоты сигнала выражается через соответствующую групповую и фазовую задержки сигналов. Эти задержки равны по величине, но имеют разный знак.

Величины фазового и группового запаздывания сигналов обусловлены влиянием ионосферы, их величина непосредственно связана с интегральной электронной концентрацией в ионосфере вдоль пути сигналов в ионосфере [3]:

$$I_g = -I_f = \frac{40{,}3}{f^2}\int_S n_e(S)dS = \frac{40{,}3}{f^2}N_S,$$

где I_g – групповое запаздывание, м; I_f – фазовая задержка, м; f – частота, Гц; $n_e(S)$ – распределение электронной концентрации вдоль пути S сигнала в ионосфере; N_S – интегральная электронная концентрация вдоль пути сигнала в ионосфере.

Кодовые и фазовые измерения псевдодальности производятся в спутниковых приёмниках ЛККС. Расхождение в измерениях псевдодальности по коду и фазе возникает из-за сбоев в работе спутника, а также из-за аномалий в ионосфере, которая по-разному действует на измерения псевдодальности и фазы [4].

Разность псевдодальностей, установленная по задержке дальномерного кода и по фазе несущей частоты, равна удвоенной ионосферной задержке сигнала и может быть использована для её определения.

Использование же в качестве определяемой величины не разности псевдодальностей, а разности приращений псевдодальностей исключает необходимость в раскрытии начальных фазовых неоднозначностей.

Знание ионосферных задержек на смежных ЛККС позволяет определить степень пространственной корреляции остаточной ионосферной неопределённости, которая необходима при расчёте навигационной погрешности на борту ВС (NSE).

Поскольку задержки сигналов со спутника, поступающих на ЛККС и ВС, не совпадают из-за разности путей распространений, необходимо учитывать пространственную декорреляцию ошибок из-за задержек в ионосфере.

Вклад задержки в ионосфере в погрешность NSE определяется через остаточную ионосферную неопределённость, которая вычисляется на борту ВС по данным, полученным с ЛККС в сообщении типа 2 [1]:

$$\sigma_{iono} = F_{pp}\sigma_{vert\ \ iono\ \ gradient}\left(x_{air} + 2\tau v_{air}\right),$$

где F_{pp} – коэффициент наклонения данного спутника; $\sigma_{vert\ \ iono\ \ gradient}$ – параметр пространственной декорреляции остаточной ионосферной неопределённости, м; x_{air} – расстояние (наклонная дальность) между текущим местоположением ВС и опорной точкой ЛККС, м; τ – период сглаживания 100 с; v_{air} – горизонтальная скорость захода на посадку ВС, м/с.

Основной задачей при расчёте σ_{iono} является определение $\sigma_{vert\ \ iono\ \ gradient}$. Для этого могут использоваться глобальные карты электронного содержания (ПЭС), которые учитывают время суток, территории, географическую широту и уровни активности на 11-летнем цикле [5]. Для определения задержек в ионосфере могут использоваться смежные ЛККС, если позволяет геометрия их расположения.

Значительное влияние на точность ЛККС для категорий II и III точного захода на посадку ИКАО оказывают ионосферные аномалии, вызывающие сильную пространственную декорреляцию задержек, что при сглаживании псевдодальностей в 100 с приводит к существенным погрешностям [6]. Для их учёта в ЛККС передаётся сообщение типа 11, в котором поправки к псевдодальности сглаживаются на интервале 30 с. Разность между этими поправками учитывается при расчёте NSE.

Дополнительно в ЛККС II и III категорий осуществляется контроль ионосферной погрешности на пороге ВПП, которая не должна превышать 2,7 м.

Тропосферная ошибка

Тропосферная ошибка определяется индексом рефракции $N_R = N_{\text{С}} + N_{\text{Вл}}$, где $N_{\text{С}}$ и $N_{\text{Вл}}$ – индексы рефракции для сухого и влажного воздуха соответственно.

Индексы рефракции могут быть определены через температуру (T), давление (P) и влажность воздуха (e):

$$N_{\text{С}} = C_1 P/T,$$
$$N_{\text{Вл}} = C_2 e/T + C_3 e/T^2;$$

$C_{1,\,2,\,3}$ – эмпирические коэффициенты.

Тропосферная задержка почти полностью компенсируется в ЛККС. Для её учёта на ВС в сообщении типа 2 передаётся индекс рефракции $N_{\text{С}}$ и высота по тропосферной шкале. Тропосферная коррекция для i-го спутника равна:

$$TC = N_{\text{С}} h_0 \frac{10^{-6}}{\sqrt{0{,}002 + \sin^2(El_i)}}\left(1 - \text{e}^{\Delta h/h_0}\right),$$

где Δh – высота ВС над опорной точкой ЛККС, м; EL_i – угол восхождения i-го спутника в градусах; h_0 – высота по тропосферной шкале из сообщения типа 2, м.

Передаваемое на борт ВС значение $N_{\text{С}}$ соответствует месту расположения ЛККС. Для учёта пространственной декорреляции TC в сообщении типа 2 передаётся значение σ_n – неопределённость рефракции, по которой вычисляется остаточная тропосферная неопределённость:

$$\sigma_{trop} = \sigma_n h_0 \frac{10^{-6}}{\sqrt{0{,}002 + \sin^2(El_i)}}\left(1 - \text{e}^{\Delta h/h_0}\right).$$

Неопределённость рефракции может быть вычислена по данным от смежных метеостанций, либо по моделям тропосферы, разработанным для космической системы функционального дополнения (SBAS) [5].

Формирование уровней защиты на основе расчёта ошибок

Вышеприведённые ошибки наряду со стандартной моделью переотражений от корпуса ВС (σ_{air}) являются составляющими ошибки определения псевдодальности i-го спутника на борту ВС:

$$\sigma_i = \sqrt{\sigma_{grnd}^2 + \sigma_{iono}^2 + \sigma_{trop}^2 + \sigma_{air}^2}.$$

Эти ошибки имеют нормальное распределение с нулевым математическим ожиданием.

По рассчитанным значениям σ_i на борту ВС вычисляется навигационная составляющая ошибки TSE (NSE) на выходе бортового приёмника по вертикали и горизонтали:

$$\sigma_{v/l} = \mathrm{NSE}_{v/l} = \sqrt{\sum_{i=1}^{n} \sigma^2_{i\,v/l}},$$

где n – количество спутников, используемых в расчётах положения ВС в пространстве; $\sigma_{v/l}$ – проекция σ_i по вертикали и горизонтали на траекторию.

На основании вычисленного значения ошибки местоопределения ВС на выходе безотказного приёмника $(\sigma_{v/l})$ формируются уровни защиты *LPL* и *VPL*, которые с заданными вероятностями информируют пилота о выходе ВС за пределы допуска, который задаётся порогами сигнализации, передаваемыми в сообщении типа 2:

$$VPL_{HO} = K_{ffmd}\,\sigma_v + D_v,$$
$$LPL_{HO} = K_{ffmd}\,\sigma_l + D_l,$$

где: K_{ffmd} – коэффициент, характеризующийся вероятностью необнаруженного отказа; σ_v и σ_l – проекции σ_i по вертикали и по горизонтали соответственно, м; D_v, D_l рассчитываются как величины вертикальной/боковой проекции разности между решениями навигационных задач со сглаживанием на интервалах 30 и 100 с.

Погрешности следования ВС по траектории (TSE) могут контролироваться с заданной целостностью, если значения уровней защиты не превышают значения порогов сигнализации, передаваемых с ЛККС на борт ВС.

Заключение

Изложенный в статье анализ влияния условий распространения радиоволн на точность ЛККС является одной из составляющих оценки безопасности категорированной посадки ВС, проводимой с целью подтверждения точности и целостности ЛККС, которые задаются в сертификационных требованиях на тип оборудования.

Проведённый анализ позволил определить методы контроля таких источников ошибок в ЛККС как: декорреляции задержек в ионосфере и тропосфере сигналов, поступающих на борт ВС от спутников и от ЛККС, шумовые составляющие в ионосферной задержке и диффузных переотражениях и ионосферные штормы.

На борту ВС методы контроля ошибок, связанных с распространением радиоволн, основанные на передаче данных с ЛККС, сводятся:

- к вычислению уровней защиты, которые позволяют выдерживать заданную точность самолётовождения при целостности на уровне 10^{-5},
- к сравнению значений псевдодальностей, измеренных на интервалах 100 и 30 с, которое позволяет исключить влияние ионосферных штормов.

На земле эти ошибки контролируются путём определения расхождения кодовых и фазовых измерений псевдодальности в наземной аппаратуре ЛККС и по показаниям выносного приёмника.

Данные методы контроля использовались при разработке и реализации алгоритмов контроля целостности сигнала ГНСС (GPS/ГЛОНАСС+ЛККС) в пространстве, испытании и сертификации отечественных ЛККС (ЛККС-А-2000, которые установлены более чем в 120 аэропортах России), а также при разработке новых ЛККС фирмами РТС и Компас (Челябинск).

Конфликт интересов. Автор заявляет об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Приложение 10 к Конвенции о международной гражданской авиации. Авиационная электросвязь. Т. 1. Радионавигационные средства. 7-е изд. ИКАО, 2018. 698 с.

2. Казанцев М. Ю., Фатеев Ю. Л. Определение ионосферной погрешности измерения псевдодальностей в одночастотной аппаратуре систем ГЛОНАСС и GPS // Журнал радиоэлектроники. Электронный журнал. 2002. № 12. URL: http://jre.cplire.ru/jre/dec02/6/text.html (дата обращения: 15.10.2023).

3. Аржанников А. А., Глотов В. Д., Митрикас В. В. Вычисление аппаратных дифференциальных задержек и построение карт ионосферы с помощью ГНСС // Тезисы докладов Девятой Всероссийской конференции с международным участием «Фундаментальное и прикладное координатно-временное и навигационное обеспечение» (КВНО-2021), Санкт-Петербург, 13 сентября 2021. С. 17–18.

4. Pervan B., Chan F-C. Detecting global positioning satellite orbit errors using short-baseline carrier-phase measurements, *AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2003, vol. 26, no. 1, pp. 122–131.

5. Luo M. et.al, Assessment of Ionospheric Impact on LAAS Using WAAS Supertruth Data, *Proceedings of the ION 58th Annual Meeting*, Albuquerque, NM, June 24–26, 2002, pp. 175–186.

6. Тинин М. В., Конецкая Е. В. Влияние геомагнитного поля на ионосферную ошибку спутниковых навигационных систем // Геомагнетизм и аэрономия. 2013. Т. 53. № 6. С. 788–796.

References

1. Annex 10 to the Convention on International Civil Aviation. Aeronautical Telecommunications, vol. 1, Radio Navigation Aids, 7th edition, ICAO, 2018, 658 p.

2. Kazantsev M. Yu., Fateev Yu. L. Determination of measurement error of pseudo-range in single-frequency apparatus “ГЛОННАСС” and GPS, *Zhurnal radioelektroniki. Elektronnyj zhurnal*. 2002, no. 12, available at: http://jre.cplire.ru/dec02/6/text.html (accessed: 15.10.2023). (In Russ.)

3. Arzhannikov A. A., Glotov V. D., Mitrikas V. V. Vychislenie apparatnykh differentsial`nykh zaderzhek i postroenie kart ionosfery s pomoshch`yu GNSS, Abstracts of the reports of the Ninth All-Russian Conference with International Participation “Fundamental`noe i prikladnoe koordinatno-vremennoe i navigatsionnoe obespechenie”, September 13–17, 2021, St. Petersburg, 2021, pp. 17–18. (In Russ.)

4. Pervan B., Chan F-C. Detecting global positioning satellite orbit errors using short-baseline carrier-phase measurements, *AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2003, vol. 26, no. 1, pp. 122–131.

5. Luo M. et.al, Assessment of Ionospheric Impact on LAAS Using WAAS Supertruth Data, *Proceedings of the ION 58th Annual Meeting*, Albuquerque, NM, June 24–26, 2002, pp. 175–186.

6. Tinin M. V., Konetskaya E. V. Vliyanie geomagnitnogo polya na ionosfernuyu oshibku sputnikovykh navigatsionnykh sistem, *Geomagnetizm i aeronomiya*, 2013, vol. 53, no. 6, pp. 788–796. (In Russ.)

Информация об авторе

Лукоянов Владимир Александрович, кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, lukoyanov_va@gosniiga.ru

Author information

Lukoyanov Vladimir A., Candidate of Sciences (Engineering), Leading Researcher, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, lukoyanov_va@gosniiga.ru

Статья поступила в редакцию 14.07.2023; одобрена после рецензирования 23.10.2023; принята к публикации 01.11.2023.
The article was submitted 14.07.2023; approved after reviewing 23.10.2023; accepted for publication 01.11.2023.

Научная статья
УДК 004

МЕТОД СНИЖЕНИЯ РАЗМЕРНОСТИ ВХОДНОГО ВЕКТОРА НЕЙРОННОЙ СЕТИ В ЗАДАЧАХ АНАЛИЗА ТЕКСТОВ ЦЕНТРАЛЬНОЙ НОРМАТИВНО-МЕТОДИЧЕСКОЙ БИБЛИОТЕКИ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

С. А. ПЕТРУХИН, П. Е. ЧЕРНИКОВ, В. Ю. БРУСНИКИН

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. Рассмотрена задача повышения эффективности процесса поиска информации в Центральной нормативно-методической библиотеке гражданской авиации (ЦНМБ ГА) с учётом необходимости анализа как атрибутов электронных документов, размещённых в библиотеке, так и непосредственно текстов этих документов. Проанализирована возможность повышения релевантности поисковых запросов пользователей библиотеки посредством применения искусственных нейронных сетей. В ходе анализа предложены и обоснованы методы построения оптимальной по нагрузке на вычислительные мощности и быстродействию нейронной сети, способной анализировать текст документа. Предложен метод кодирования текста поискового запроса и текста документа и получения их производных с учётом особенностей русского языка. Представлены результаты моделирования работы нейронных сетей различной сложности с кодированными текстами разной степени сжатия. По итогам моделирования выявлены закономерности между степенью сжатия текста по предложенному методу кодирования, сложностью нейронной сети и уровнем распознаваемости производных текста, определяющих степень адекватности реакции нейронной сети на поисковый запрос. Представленные выводы определяют наиболее приемлемую сложность нейронной сети для решения задачи анализа текста документов при выполнении поиска информации в ЦНМБ ГА.

Ключевые слова: нейронная сеть, входной вектор, свёртка, стемминг, текст, кодирование, алгоритм, информация, обработка информации, интеллектуальные транспортные системы

Для цитирования: Петрухин С. А., Черников П. Е., Брусникин В. Ю. Метод снижения размерности входного вектора нейронной сети в задачах анализа текстов Центральной нормативно-методической библиотеки гражданской авиации // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 44. С. 143–150.

METHOD OF REDUCING THE DIMENSION OF THE INPUT VECTOR OF NETWORK NEURONS IN THE TASKS OF ANALYZING TEXTS OF THE CENTRAL REGULATORY AND METHODOLOGICAL LIBRARY OF CIVIL AVIATION

S. A. PETRUKHIN, P. E. CHERNIKOV, V. YU. BRUSNIKIN

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

Abstract. The task of improving the efficiency of the information search process in the Central Regulatory and Methodological Library of Civil Aviation, taking into account the need to analyze both the attributes of electronic documents placed in the library and the texts of these documents themselves. The authors analyze the possibility of increasing the relevance of search queries of library users through the use of artificial neural

© С. А. ПЕТРУХИН, П. Е. ЧЕРНИКОВ, В. Ю. БРУСНИКИН, 2023

networks. In the course of the analysis, methods are proposed and substantiated for constructing the optimal computational power load and fast action of network neurons capable of analyzing the text of the document. The authors proposed a method for encoding the text of a document and obtaining their derivatives, taking into account the peculiarities of the Russian language. The article presents the results of modeling the work of neural networks of various complexity with encoded texts of different compression degrees. The results of the simulation revealed patterns between the degree of text compression according to the proposed coding method, the complexity of the neural network and the level of recognition of text derivatives, which determine the degree of adequacy of the response of the neural network to the search query. The conclusions presented by the authors determine the most acceptable complexity of the neural network necessary to solve the problem of analyzing the text of documents when searching for information in Central Regulatory and Methodological Library of Civil Aviation.

Keywords: neural network, input vector, reconciliation, sterling, text, coding, algorithm, information, information processing, intelligent transport systems

For citation: Petrukhin S. A., Chernikov P. E., Brusnikin V. Yu. Method of reducing the dimension of the input vector of network neurons in the tasks of analyzing texts of the Central Regulatory and Methodological Library of Civil Aviation, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 44, pp. 143–150. (In Russ.)

Введение

Электронное хранилище ЦНМБ ГА содержит документы различных категорий. В настоящее время поиск документа осуществляется пользователем по его названию и нескольким дополнительным критериям, однако имеется необходимость вести более глубокий поиск по содержимому документов и даже получать некоторый интеллектуальный комментарий о документе. Учитывая общее количество документов в электронном хранилище, встаёт вопрос их исследования машинными методами, входящими в интеллектуальные транспортные системы. Исследования текста можно вести при помощи алгоритмических способов или нейронных сетей. Алгоритмический подход позволяет решать конкретные задачи обработки текста, однако это очень узкие задачи. При появлении новых проблем анализа невозможно применять уже разработанные решения, требуется составлять и кодировать новые алгоритмы, которые также будут иметь узкую направленность.

Гораздо более перспективным выглядит подход с использованием нейронных сетей, особенно в долгосрочном плане, так как он позволяет адаптировать путём расширения и дообучения созданные нейронные сети для новых задач. Проекты, реализованные при помощи нейронных сетей, можно развивать постепенно, добавляя им новые качества поэтапно, вплоть до возможности автоматической генерации осмысленных текстов (интеллектуальных комментариев) на основании существующих документов. Преимущества такого подхода прекрасно показали нейросети на основе языковых моделей семейств BERT, TransformerXL, GPT, LaMDA, LlaMA и других, что привело в конечном итоге к созданию такого популярного и известного продукта как ChatGPT. Уже очевидно, что он не будет единственным в своём роде, поскольку множество компаний, увидев перспективу в подобных решениях, направили значительные ресурсы на создание различных интеллектуальных систем, обычно упоминаемых под обобщённым термином «искусственный интеллект». Учитывая вышесказанное, а также имеющийся в ГосНИИ ГА опыт использования нейронных сетей для работы с текстом [1], такой подход более предпочтителен.

Проблема кодирования текстовых данных

При построении нейронной сети для обработки текста возникает вопрос о кодировании текстовых данных для их подачи на вход нейросети. Здесь сразу возникает проблема: вход нейронной

сети имеет конкретное количество входных нейронов, и это строго определяет размер подаваемой на вход информации. Для многих видов данных это не проблема, например графические изображения просто масштабируют как в меньшую, так и в большую сторону для их соответствия входу. Очевидно, что для текста такого рода масштабирование провести невозможно без значительной вероятности потери информации или её искажения. Документы ЦНМБ ГА имеют переменную длину, например, новостные сообщения различаются по длине текста в несколько раз, а для разных видов документов в электронном хранилище это различие уже составляет порядки. Для согласования размерности текста и входа нейросети одной из самых популярных и эффективных методик является алгоритм word2vec [2]. Суть его состоит в том, что на основе анализируемого текста конструируется вектор специального вида, который и подаётся на вход нейросети. Его составными элементами являются либо непосредственно слова, либо полученные от них производные. Количество таких элементов в векторе заранее определено и соответствует всем возможным словам (или производным), которые могут встретиться в исследуемом тексте. В целом подобный подход эффективен, однако попытка предусмотреть в векторе все или почти все слова/производные зачастую приводит к гигантским размерам вектора. Это ведёт к росту количества узлов нейронной сети и требует значительного увеличения вычислений при анализе текста. Что ещё более важно – это ведёт зачастую к неприемлемому увеличению вычислительных затрат на обучение нейросети и требует использования специализированного мощного вычислительного оборудования и программного обеспечения. Так, в процессе создания промежуточных вариантов ChatGPT, только с 2017 по 2020 год количество входных параметров выросло с 65 млн до 175 млрд [3].

Для задач практического анализа текстов ЦНМБ ГА и в перспективе синтеза на их основе комментариев, полезных для пользователей, не требуются входные векторы такой гигантской размерности. Однако проблема снижения размерности актуальна и здесь, особенно если речь идёт о встраиваемых решениях, способных работать в режиме реального времени онлайн как составные части сайта ЦНМБ ГА. Одним из способов снижения размерности подаваемой на вход нейросети информации является применение операции свёртки, которая может осуществляться как вспомогательной дополнительной специализированной нейросетью, так и обычными алгоритмическими способами. Следует отметить, что зачастую способы преобразования текстовой информации в вид, пригодный для загрузки в нейросеть, приведённые в классической литературе по машинному обучению, в том числе и методы составления вектора, описаны применительно к английскому языку, который отличает от русского строгий порядок слов в предложении и их малая изменчивость. По этой причине прямой перенос таких методик на русский язык даёт значительное (как правило, во много раз) увеличение размера входного вектора, так как он будет включать в себя множество грамматических форм одного и того же слова.

Снижение размерности входного вектора

Учитывая важность снижения размерности входного вектора для уменьшения размера нейронной сети и минимизации времени на её обучение, необходимо сформулировать концепцию метода свёртки текстовой информации для получения элементов входного вектора, который бы учитывал особенности русского языка. Для этого в качестве отправной точки были собраны и размечены обучающий и тестовый наборы данных из документов ЦНМБ ГА новостного характера и составлен общий словарь (список слов объединённых наборов данных), из которого далее составлялись различные словари элементов входного вектора. Преобразование списка исходных слов в элементы вектора и является в данном случае операцией свёртки. Для такого преобразования авторами разработан специальный алгоритм. Он базируется на двух основных принципах: 1) учитывая более значительное влияние согласных, чем гласных на понимание текста [4], гласные были отброшены; 2) в некоторых случаях такое преобразование не приводит разные вариации одного слова к одной форме из-за согласных, которые могут присутствовать

в окончаниях, что можно преодолеть усечением хвостовой части производной. Применение описанных двух принципов, например, к фразе «способ снижения уровня резонансных вибраций газотурбинного двигателя» при максимальном размере производной 5 символов приводит к появлению производных вида «СПСБ СНЖН РВН РЗННС ВБРЦ ГЗТРБ ДВГТЛ».

При получении производных от слов описанным способом некоторые различные слова будут приводиться к одному виду, что ведёт к тому, что нейросеть перестаёт их различать и часть «смысла» текста для нейросети может размываться. Так, например, усечение размера элементов приводит к тому, что слова «участник» и «честный» приводятся к одинаковому виду ЧСТН, что ведёт к появлению одной производной для различных исходных слов, в то время как при отсутствии усечения это были бы различные производные ЧСТНК и ЧСТН. Также и отказ от гласных показал, что в некоторых случаях теряется различие между совершенно разными словами, например, слова «аэропорт» и «рапорт» приводятся по описанному способу к одинаковому виду РПРТ. Это можно считать частным случаем известной проблемы перестемминга (overstamming) [5]. Главный вопрос при этом формулируется так: до какого размера в общем случае можно сократить хвостовую часть производной, чтобы нейросеть, работающая на входных векторах, построенных на элементах вектора из таких производных, не потеряла способность к анализу?

Допустимый максимальный размер производной

Для исследования вопроса о допустимом максимальном размере производной от слова были составлены словари производных различной максимальной размерности. Максимальная размерность варьировалась от 2 до 9 символов, при этом словарь определённой размерности производных включал в себя и все производные меньших размеров. Например, словарь размерности 4 включал производные размерности 2, 3, 4, словарь размерности 5 – соответственно 2, 3, 4, 5 и так далее. Производные размерности 1 не включались в словари из-за их низкой информативности и практически нулевого влияния на работу нейросети, в большинстве случаев такие производные получены от предлогов. Также использовался словарь с максимальным размером производной 100, то есть включающий в себя производные без усечения хвостовой части, так как в русском языке отсутствуют столь длинные слова, которые могли бы после удаления гласных содержать более сотни согласных букв. Фактически размер словаря с максимальным размером производной 100 лишь немногим более размера словаря с максимальным размером производной 9, как это видно из таблицы.

Характеристики словарей, нейронных сетей и результаты испытаний

Максимальный размер производной	Размер словаря (вектора)	Кол-во нейронов сети	Кол-во межнейронных связей	Время обучения, с	Правильно распознанных текстов, %
2	302	416	31240	254	32
3	1439	1553	144940	1049	75
4	2620	2734	263040	2579	81
5	3438	3552	344840	3782	82
6	3902	4016	391240	4199	85
7	4141	4225	415140	4552	86

Окончание таблицы

Максимальный размер производной	Размер словаря (вектора)	Кол-во нейронов сети	Кол-во межнейронных связей	Время обучения, с	Правильно распознанных текстов, %
8	4294	4408	430440	4948	87
9	4372	4486	438240	5952	89
100	4442	4556	445240	6357	89

Для проверки качества работы нейросети на основе описанных словарей конструировались нейросети по архитектуре многослойного персептрона [6], под каждый словарь – одна нейросеть для испытаний. На основе словарей для каждого текста из составленных обучающих и тестовых наборов текстов строились входные векторы и производилось обучение и тестирование каждой нейросети. Размер входного вектора каждой нейросети определялся размером соответствующего словаря. Каждой производной соответствовала определённая позиция в словаре и такая же позиция в векторе. Текст преобразовывался в набор производных. Далее, при наличии определённой производной в тексте и такой же производной в словаре в соответствующей ей позиции вектора ставилась единица, а при отсутствии – ноль. Если производная встречалась более одного раза, то в соответствующей позиции вектора оставалась единица, то есть вектор фиксировал именно наличие определённых производных без учёта их частоты, веса или относительной доли в тексте, что, конечно же, является упрощением.

Также и обучение нейросетей для снижения времени обучения проводилось по упрощённой схеме, с грубым коэффициентом обучения и относительно небольшим количеством эпох обучения. Такие упрощения в данном случае допустимы, так как главной целью является не построение идеальной нейронной сети, а именно исследование возможности использования производных определённого размера, нейросеть же здесь выступает в роли тестера производных.

Все нейронные сети для возможности сравнения результатов строились по единому принципу: входной слой содержал количество нейронов, равное размеру соответствующего словаря, далее шли два скрытых слоя, имеющих 100 и 10 нейронов соответственно, и выходной слой, имеющий 4 нейрона. Активация каждого из 4 выходных нейронов соответствовала одному из заранее определённых классов новостного авиационного текста: «беспилотные летательные аппараты», «авиационные технологии», «авиасообщение» и «все прочие». Характеристики словарей, соответствующих им нейросетей и результаты испытаний представлены в таблице.

На рис. 1 показана зависимость общего количества нейронов сети (нижняя кривая) и количества межнейронных связей (верхняя кривая), уменьшенного в 10 раз для удобства сравнения, от максимального размера производной. Чем больше максимальный размер производной в словаре, тем больше количество нейронов и соответствующих им межнейронных связей сети. Рис. 2 демонстрирует рост времени обучения нейронной сети при увеличении максимального размера производной в словаре.

Рис. 3 показывает, что с уменьшением максимального размера производной со 100 до 4 процент правильно классифицируемых текстов уменьшается незначительно, от 90 до 80 %. Первое заметное падение правильной классификации до 75 % происходит при максимальной размерности три, а катастрофическое падение до неприемлемо низкого уровня классификации в 32 % – при размерности два. Сравнивая графики на рис. 2 и рис. 3, можно заметить, что хороший уровень классификации при не слишком быстро возрастающем времени обучения лежит в области словарей с максимальным размером производной от 3 до 7.

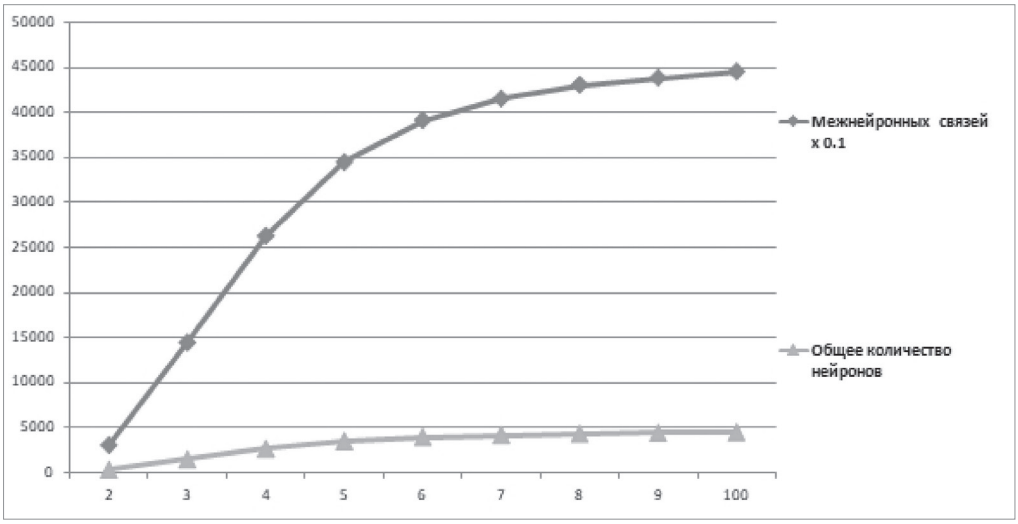


Рис. 1. График зависимости размера нейросети от максимального размера производной

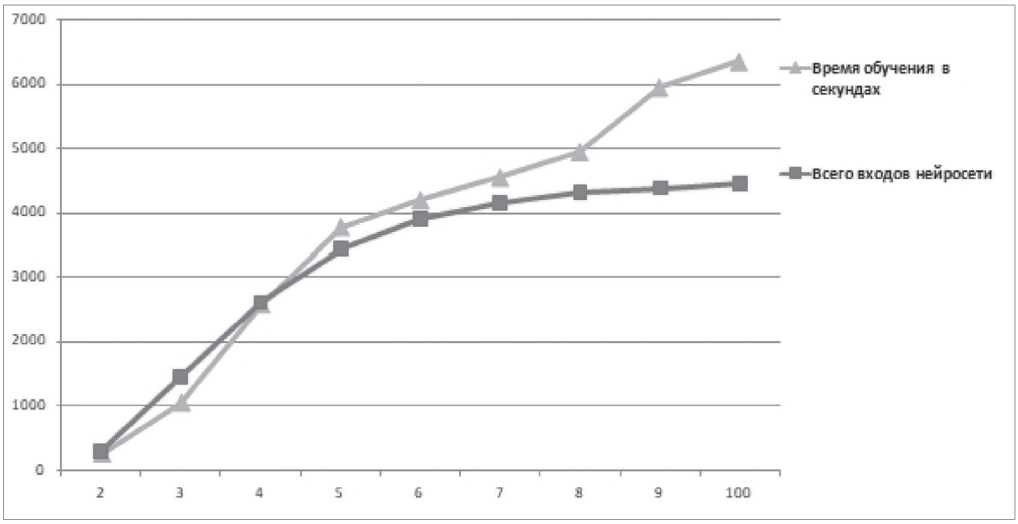


Рис. 2. График зависимости времени обучения от максимального размера производной

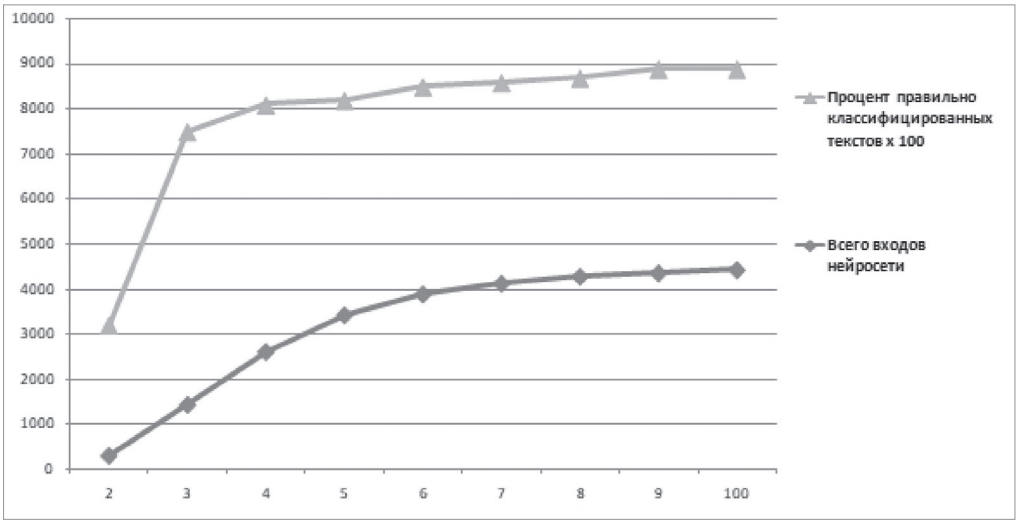


Рис. 3. График зависимости классификации от максимального размера производной

Заключение

В целом описанный подход показал возможность радикального снижения размерности входного вектора путём получения элементов для его построения как производных от слов, полученных сохранением только согласных и усечением до определённого допустимого максимального размера. При этом нейросеть сохраняет работоспособность как минимум для задач простейшей классификации.

Применительно к задачам обработки информации в электронном хранилище ЦНМБ ГА получение входного вектора на основе словарей с максимальным размером производной в диапазоне 3–7 позволяет вести анализ документов с приемлемым качеством. При этом хороший баланс между качеством и скоростью работы нейросети достигается уже при словаре с производными максимальной размерности 4. Для более сложных видов анализа допустимый максимальный размер производной от слова необходимо увеличивать. В случае дальнейшего усложнения анализа во входной вектор, помимо полученных описываемым способом производных, можно добавить дополнительно выделенные признаки текста (например, ключевые слова).

В результате исследования были выявлены и отрицательные моменты описываемого подхода. Некоторая, хотя и небольшая, часть текстовой информации, обработанной описанным способом для получения входного вектора, всё же теряется.

В ситуации с гласными в будущем, в улучшенных версиях алгоритма, возможно следует оставлять хотя бы одну, предположительно первую, в слове. Тогда, например, слова «аэропорт» и «рапорт» будут приводиться к виду АРПРТ и РАПРТ, что позволит их различить.

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

Список источников

1. Петрухин С. А., Глухов Г. Е., Ладыгина Н. Н. Двоичная классификация авиационных текстов с использованием нейронной сети // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2021. № 34. С. 50–57.
2. Лейн Хобсон, Хапке Ханнес, Ховард Коул. Обработка естественного языка в действии / Пер. с англ. Пальти И.,Черников С. В. СПб.: Питер, 2020. 576 с.
3. Denis Rothman. *Transformers for Nature Language Processing*, Pact Publishing Ltd, 2021, 152 p.
4. Комякова Г. Слово в драматическом театре и риторике. Изд. 2-е, испр., дораб. Москва: ВЦХТ, 2012. 70 с.
5. Anjali Ganesh Jivani et al, A Comparative Study of Stemming Algorithms, *Int. J. Comp. Tech. Appl.*, 2011, vol. 2(6), pp. 1931–1938.
6. Гафаров Ф. М., Галимянов А. Ф. Искусственные нейронные сети и их приложения. Казань: Издательство Казанского университета, 2018. 25 с.

References

1. Petrukhin S. A., Glukhov G. E., Ladygina N. N. Binary classification of aviation texts using a neural network, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2021, no. 34, pp. 50–57. (In Russ.)
2. Lejn Khobson, Khapke Khannes, Khovard Koul. *Obrabotka estestvennogo yazyka v dejstvii [Natural language processing in action]*, St. Petersburg, Piter Publ., 2020, 576 p. (In Russ.)
3. Denis Rothman. *Transformers for Nature Language Processing*, Pact Publishing Ltd, 2021, 152 p.
4. Komyakova G. *Slovo v dramaticheskom teatre i ritorike*. Ed. 2, revis. Moscow, VTsKhT Publ., 2012, 70 p.

5. Anjali Ganesh Jivani et al, A Comparative Study of Stemming Algorithms, *Int. J. Comp. Tech. Appl*., 2011, vol. 2(6), pp. 1931–1938.

6. Gafarov F. M., Galimyanov A. F. *Iskusstvennye nejronnye seti i ikh prilozheniya*. Kazan, Kazanskij universitet Publ., 2018, 25 p. (In Russ.)

Информация об авторах

Петрухин Сергей Александрович, старший научный сотрудник, заместитель начальника отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, petruhin@mlgvs.ru

Черников Павел Евгеньевич, кандидат технических наук, заместитель директора Научного центра, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, chernikov@mlgvs.ru

Брусникин Валерий Юрьевич, директор Научного центра, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, brusnikin@mlgvs.ru

Authors information

Petrukhin Sergej A., Senior Research Fellow, Deputy Head of Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, petruhin@mlgvs.ru

Chernikov Pavel E., Candidate of Sciences (Engineering), Deputy Director of Scientific Center, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, chernikov@mlgvs.ru

BrusnikinValeriy Yu., Director of Scientific Center, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, brusnikin@mlgvs.ru

Статья поступила в редакцию 18.09.2023; одобрена после рецензирования 22.09.2023; принята к публикации 28.09.2023.
The article was submitted 18.09.2023; approved after reviewing 22.09.2023; accepted for publication 28.09.2023.

Зарегистрирован Федеральной службой по надзору в сфере связи,
информационных технологий и массовых коммуникаций (Роскомнадзор)
Свидетельство о регистрации средства массовой информации ПИ № ФС77-61476 от 24 апреля 2015 г.

Подписано в печать 20.11.2023

Печать офсетная	Формат 60x84 1/8	11,9 уч.-изд. л.
17,6 усл. печ. л.	Заказ № 23-38о	Тираж 70 экз.

Изготовлено и оформлено: ООО «Типография Миттель Пресс»

e-mail: mittelpress@mail.ru

Автор вёрстки: Михеева А. В.