

**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 (№ 358)

№ 47

**Москва
2024**

ББК 39.5

НЗ4

Научный вестник ГосНИИ ГА

Основан в 1952 году

Учредитель. Издатель. Редакция:

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

Founder, Publisher, Editorial board:

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

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

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

Подписной индекс в Интернет-каталоге
«Пресса России» 70663
© ФГУП Государственный НИИ гражданской авиации, 2024

Редакционная коллегия

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

Члены редакционной коллегии

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

тел./факс: 8 (495) 956 49 63 (*1018)

e-mail: science@gosniiga.ru

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

Editorial Board

Chief editor – Chalik I. P., GosNII GA, Moscow, Russia
Deputy chief editor – Bogoyavlenskiy A. A., Dr. Sci. (Eng.), GosNII GA, Moscow, Russia
Responsible Secretary – Shestakov I. N., Dr. Sci. (Eng.), GosNII GA, Moscow, Russia

The members of the Editorial Board

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

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

e-mail: science@gosniiga.ru

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

НАУЧНЫЙ ВЕСТНИК ГОСУДАРСТВЕННОГО НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОГО ИНСТИТУТА ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ
--

№ 47

2024

СОДЕРЖАНИЕ

Аэронавигация и эксплуатация авиационной техники

Божевалов Д. Г., Садиков Д. А., Соколов Ю. С., Шураев Р. С. Эксплуатационное усталостное повреждение стенки переднего лонжерона крыла самолёта типа Ил-76ТД и причины его возникновения	9
Потапенко Ю. А., Лосев А. И., Захаров Р. Е. Исследование причин возникновения трещины в лонжероне лопасти 8АТ-2710-00 несущего винта вертолётa Ми-8АМТ	23
Сидоренко В. А., Белобусова М. С. Трещина внутреннего слоя лобового стекла вертолётa как критерий зачётности при сертификационных испытаниях на птицестойкость	31
Масленникова Г. Е., Дмитриева С. В., Тажетдинов Р. Р. Мониторинг изменения лётных характеристик при эксплуатации самолётов Боинг 737-700	43
Приваленко А. Н., Азжеурова О. Б., Дунаев С. В., Исаев А. В., Лесин А. В. Исследование возможности применения спектроскопической эллипсометрии при оценке термоокислительной стабильности топлив для реактивных двигателей	51
Коваленко Г. В., Муравьев И. С., Ядров И. А. Способы распределения действий пилотов в полёте на основе методов принятия решений в расплывчатых условиях	63
Шевцов С. А., Фетисов Е. В., Орхоков А. В., Сапунов Д. М., Рощевкин Д. А. Исследование альтернативных источников генерации тепла в условиях Арктики для технического обслуживания и ремонта воздушных судов	74
Давыдов И. А., Богоявленский А. А. Обоснование влияния зеркальности и цвета на выявление дефектов при визуальном контроле композитных конструкций воздушных судов	84
Григорин-Рябов В. В., Бармина С. В., Карасёв К. В., Семёнов Н. М., Рябинин А. Л. Совершенствование эксплуатации авиагоризонтов АГБ-3К серия 3 на вертолётaх Ми-8Т, Ми-8МТВ-1	93

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

Егошин С. Ф., Шестаков И. Н., Стручкова А. М. Методика расчёта потребного парка самолётов для повышения транспортной доступности удалённых территорий Республики Саха (Якутия)	99
Асибаков Р. И., Файнбург Г. Д., Абрамов Б. А. Концепция методики приоритизации проектов авиационной организации	109
Фридлянд А. А., Низаметдинов Р. Р. Долговременные тенденции изменения структуры и эффективности использования парка воздушных судов российских авиапредприятий	119
Фридлянд А. А., Меланин В. А. Опыт СССР и России по формированию сети региональных и местных авиалиний в отдалённых и труднодоступных регионах и обслуживающего их парка воздушных судов	128

Интеллектуальные транспортные системы

Бельский А. Б., Бурмистров В. П., Чобан В. М. Определение курса воздушного судна в приполярных широтах	140
Сычёв М. И., Примаков А. А., Синельников В. В. Многомодельные алгоритмы траекторной обработки информации в системе управления воздушным движением	149

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

No. 47

2024

CONTENTS

Navigation and operation of aircraft

Bozhevalov D. G., Sadikov D. A., Sokolov Yu. S., Shuraev R. S. Operational fatigue damage to the wall of the front wing spar of type of Il-76TD aircraft and the causes of its occurrence	9
Potapenko Yu. A., Losev A. I., Zaharov R. E. Investigation of the causes of a crack in the spar of the blade 8AT-2710-00 of the main rotor of the Mi-8AMT helicopter	23
Sidorenko V. A., Belobusova M. S. Crack in the internal layer of the helicopter windshield as a credibility criterion for certification testing for bird strike resistance	31
Maslennikova G. E., Dmitrieva S. V., Tazhetdinov R. R. Monitoring changes in the flight characteristics aircraft in operation of Boeing 737-700	43
Privalenko A. N., Azzheurova O. B., Dunaev S. V., Isaev A. V., Lesin A. V. Investigation of the possibility of using spectroscopic ellipsometry in assessing the thermal-oxidative stability of jet engine fuels	51
Kovalenko G. V., Muravyev I. S., Yadrov I. A. The ways to distribute the actions of pilots in flight based on decision-making methods in vague conditions	63
Shevtsov S. A., Fetisov E. V., Orkhokov A. V., Sapunov D. M., Roshchevkin D. A. Study of alternative sources of heat generation in the Arctic for aircraft maintenance and repair	74
Davydov I. A., Bogoyavlenskiy A. A. Substantiation of the influence of mirroring and color on the detection of defects during visual inspection of composite aircraft structures	84
Grigorin-Ryabov V. V., Barmina S. V., Karasev K. V., Semenov N. M., Ryabinin A. L. Improving the operation of series 3 AGB-3K horizontal situation indicators on Mi-8T, Mi-8MTV-1 helicopters	93

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

Egoshin S. F., Shestakov I. N., Struchkova A. M. Methodology for calculating the required aircraft fleet to increase transport accessibility of remote areas of the Republic of Sakha (Yakutia)	99
Asibakov R. I., Fainburg G. D., Abramov B. A. The concept of the methodology for prioritizing aviation organization projects	109
Fridlyand A. A., Nizametdinov R. R. Long-term trends in the structure and efficiency of the use of the fleet of aircraft of Russian airlines	119
Fridlyand A. A., Melanin V. A. The experience of the USSR and Russia in the formation of a network of regional and local airlines in remote and hard-to-reach regions and the fleet of aircraft serving them	128

Intelligent transport systems

Belskiy A. B., Burmistrov V. P., Choban V. M. Calculating aircraft heading in subpolar area	140
Sychev M. I., Primakov A. A., Sinelnikov V. V. Multimodel tracking algorithms for information processing in the air traffic control system	149

Научная статья

УДК 629.735.015.4.025.1

ЭКСПЛУАТАЦИОННОЕ УСТАЛОСТНОЕ ПОВРЕЖДЕНИЕ СТЕНКИ ПЕРЕДНЕГО ЛОНЖЕРОНА КРЫЛА САМОЛЁТА ТИПА ИЛ-76ТД И ПРИЧИНЫ ЕГО ВОЗНИКНОВЕНИЯ

Д. Г. БОЖЕВАЛОВ¹, Д. А. САДИКОВ¹, Ю. С. СОКОЛОВ¹, Р. С. ШУРАЕВ²¹ Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия² Авиационный комплекс им. С. В. Ильюшина, Москва, Россия

Аннотация. Проведён краткий обзор и анализ случаев усталостного повреждения, выявленных при проведении работ по исследованию технического состояния гражданского воздушного судна типа Ил-76ТД. На основе опыта эксплуатации и статистических данных проанализированы подобные повреждения на всём парке Ил-76ТД. Разработана подробная конечно-элементная модель и получены распределения эквивалентных (первых главных и третьих главных) напряжений в зоне обнаруженных трещин от нагрузок, соответствующих двум основным сегментам нагружения циклограммы перегрузок в центре тяжести для расчётного типового полёта. По результатам расчёта усталостной долговечности в выявленных концентраторах напряжений установлено, что причиной возникновения усталостных трещин является высокий уровень эквивалентных напряжений в концентраторе от действия нагрузок расчётного типового полёта. Расчёт длительности и траектории развития усталостной трещины выполнен по методу прямого её моделирования в конечно-элементной сетке разработанной модели. По результатам проведённых расчётов длительности развития трещины и остаточной прочности в запас надёжности получены значения количества полётов для начала и периодичности осмотров, а также значение минимального порога выполнения ремонта после выхода вершины трещины в неконтролируемую зону конструкции.

Ключевые слова: воздушное судно, лонжерон крыла самолёта, нагруженность, техническое состояние, лётная годность, эксплуатация авиационной техники, конечно-элементная модель, усталостная долговечность, живучесть

Для цитирования: Божевалов Д. Г., Садиков Д. А., Соколов Ю. С., Шураев Р. С. Эксплуатационное усталостное повреждение стенки переднего лонжерона крыла самолёта типа Ил-76ТД и причины его возникновения // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 47. С. 9–22.

OPERATIONAL FATIGUE DAMAGE TO THE WALL OF THE FRONT WING SPAR OF TYPE OF IL-76TD AIRCRAFT AND THE CAUSES OF ITS OCCURRENCE

D. G. BOZHEVALOV¹, D. A. SADIKOV¹, YU. S. SOKOLOV¹, R. S. SHURAEV²¹ The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia² Ilyushin Aviation Complex, Moscow, Russia

Abstract. A brief review and analysis of fatigue damage cases identified during the work on the study of the technical condition of the Il-76TD type civil aircraft has been carried out. Based on operational experience and statistical data, similar damages were analyzed throughout the Il-76TD fleet. A detailed finite element model

has been developed, and distributions of equivalent (first main and third main) stresses in the zone of detected cracks from loads corresponding to the two main loading segments of the overload cyclogram in the center of gravity for the calculated typical flight have been obtained. According to the results of the calculation of fatigue life in the identified stress concentrators, it was found that the cause of fatigue cracks is a high level of equivalent stresses in the concentrator from the action of loads of the calculated typical flight. The calculation of the duration and trajectory of the fatigue crack development was performed using the method of direct modeling in the finite element grid of the developed model. Based on the results of calculations of the duration of crack development and residual strength in the margin of reliability, the values of the beginning and frequency of inspections, as well as the value of the minimum threshold for repair after the crack tip enters the uncontrolled zone of the structure, were obtained.

Keywords: aircraft, aircraft wing spar, loading, technical condition, airworthiness, operation of aviation equipment, finite element model, fatigue life, damage tolerance

For citation: Bozhevalov D. G., Sadikov D. A., Sokolov Yu. S., Shuraev R. S. Operational fatigue damage to the wall of the front wing spar of type of Il-76TD aircraft and the causes of its occurrence. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no. 47, pp. 9–22. (In Russ.)

Введение

В ходе проведения контроля технического состояния конструкции силовых элементов планера с целью обеспечения отработки самолётами установленных ресурсов и сроков службы при эксплуатации авиационной техники специалистами ФГУП ГосНИИ ГА и ПАО «Ил» на двух экземплярах Ил-76ТД визуально были обнаружены трещины в стенке переднего лонжерона крыла в зоне верхних ближних к концу крыла углов вырезов под винтовые механизмы (ВМ) № 5 предкрылка (рис. 1).

Наработки самолётов на момент обнаружения трещин, а также их размеры приведены в табл. 1.

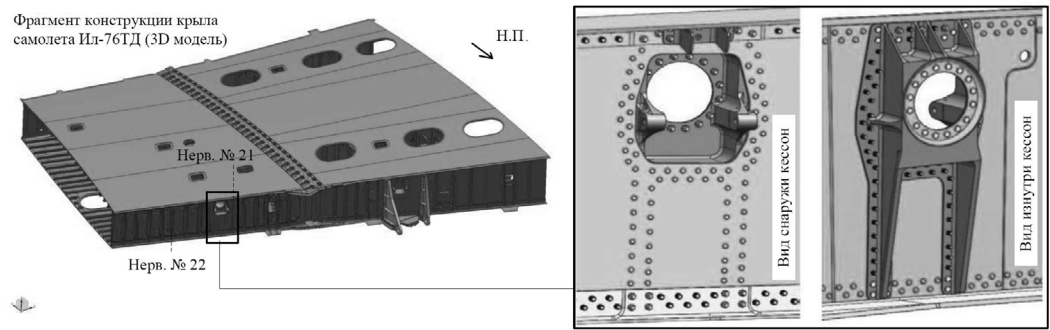


Рис. 1. Геометрия конструкции крыла Ил-76ТД в зоне выреза под установку ВМ № 5 предкрылков

Таблица 1

Данные по обнаруженным в эксплуатации усталостным трещинам

Сер. № самолёта	Наработка с начала эксплуатации (СНЭ), полётов	Длина трещины
8702	5880	(11–12) мм (левая плоскость)
6501	8040	10 мм (правая плоскость)
6501	8040	7 мм (левая плоскость)

Следует отметить, что данная зона является потенциально опасной для лонжерона крыла и находится в труднодоступном месте для визуального контроля. В соответствии с картой контроля 57-12-02 от 25.05.2010 действующей эксплуатационной документации самолёта Ил-76ТД осмотр зоны выреза в стенке переднего лонжерона под установку ВМ № 5 в эксплуатации производится, начиная с наработки 6000 полётов на каждой форме Ф-2 (660 лётн. ч); такой же осмотр выполняется и при каждом увеличении ресурсных показателей экземпляра.

Ранее аналогичные усталостные трещины в стенке переднего лонжерона в углах вырезов под ВМ № 5 и № 6 предкрылка неоднократно выявлялись (по данным ПАО «Ил») в ходе проведения полноразмерных испытаний натурной конструкции на ресурсных стендах самолёта типа Ил-76 (табл. 2), и несколько повреждений было обнаружено в эксплуатации в период с 1999 по 2001 год – также по данным ПАО «Ил» (табл. 3).

Таблица 2

Данные по обнаруженным усталостным трещинам на стендах ресурсных испытаний

Зона повреждения	№ стенда	Длина трещины, мм	Наработка до обнаружения, программные полёты
В углах выреза под ВМ № 5 предкрылка	1	3	9824
		20	15504
	1	15	9824
		22	15176
		26 и 25	15504
	2	7	11760
В углах выреза под ВМ № 6 предкрылка	1	10	14744

Таблица 3

Данные по обнаруженным усталостным трещинам в эксплуатации за период 1999–2001 гг.

Зона повреждения	Сер. № самолёта	Дата обнаружения, год	Длина трещины, мм	Наработка СНЭ, посадок
В углах выреза под ВМ № 5 предкрылка	4507	1999	3,0	5999
	4508	1999	12,0	5530
	0902	2001	10,0	6919
	4509	1999	13,0	5229
	1108	1999	3,0	6516
В углах выреза под ВМ № 6 предкрылка	0902	2001	11,5	6919

Все выявленные усталостные повреждения располагались в верхнем ближнем к концу крыла углу выреза под ВМ. Внешний вид повреждений показан на рис. 2.

В целях своевременного выявления на парке самолётов подобных трещин с авиационными властями было согласовано решение о проведении разового осмотра стенки переднего лонжерона в зоне вырезов под ВМ № 5 предкрылков на всех самолётах, зарегистрированных в государственном реестре и имеющих наработку свыше 3000 полётов. Результаты осмотра представлены в табл. 4.

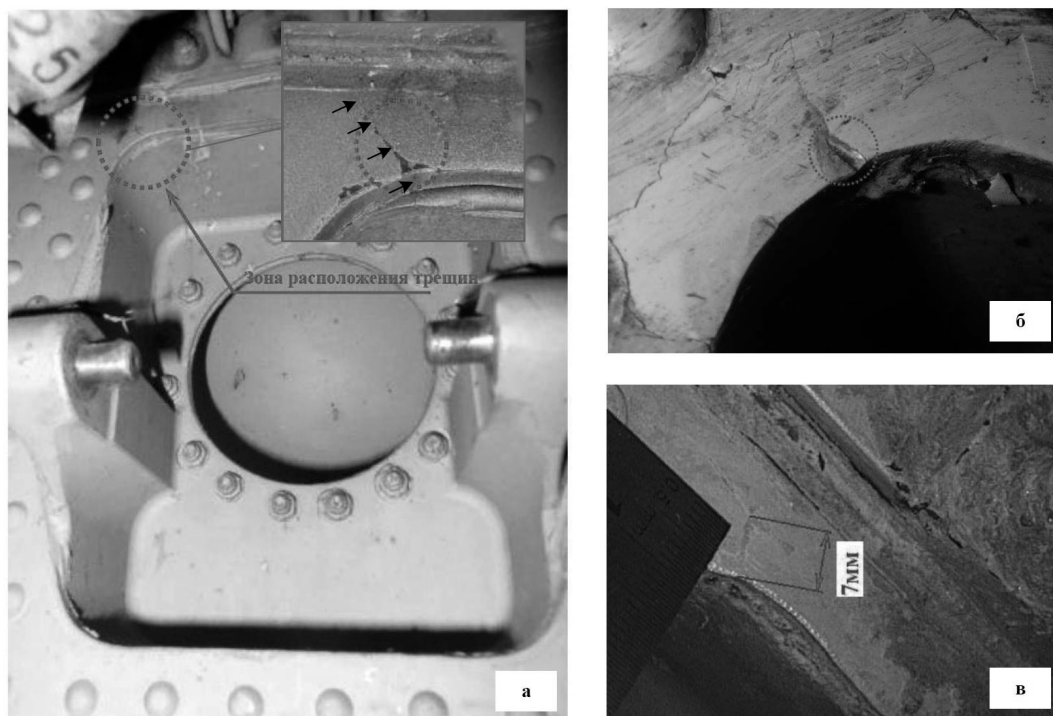


Рис. 2. Внешний вид и характер выявленных усталостных трещин – а; качество обработки поверхности в зоне образования усталостных трещин – б, в

По результатам анализа полученных данных в соответствии с рекомендациями ПАО «Ил» на всех самолётах с выявленными трещинами в стенке переднего лонжерона крыла в зоне выреза под ВМ № 5 была выполнена выборка «вершин» трещин. С целью контроля возможного роста трещин после выполнения выборки в эксплуатации введён и проводится периодический (каждые 30 полётов) контроль. Для парка самолётов порог начала выполнения дополнительного контроля при каждом увеличении ресурса и срока службы уменьшен до наработки 2000 полётов.

Таблица 4

Результаты проведённого разового осмотра парка самолётов

Сер. № самолёта	Наработка		Результаты осмотра
	лётн. ч	посадки	
8505	17352	4782	замечаний нет
2306	11569	5582	то же
9104	14733	4478	»
7404	15305	4478	»
8605	13466	5032	»
8608	11957	4356	»
8803	20798	6435	трещина (6–7) мм на правой консоли крыла
7604	12532	3349	замечаний нет
6409	11034	3331	то же
8403	11815	4281	»
9101	11357	3492	»
8905	10239	3202	трещина 7 мм на левой консоли крыла

Разработанный в ПАО «Ил» ремонт данной зоны в силу особенностей конструкции предусматривает установку усиливающей накладке с внутренней стороны кессона на всю высоту стенки в зоне выреза с доработкой нервюры и верхних поясов лонжерона панели крыла для обеспечения доступа к зоне установки накладки. Выполнение такого ремонта в эксплуатации требует существенных временных и материальных затрат.

В данной статье приводятся численные результаты уточнённого анализа ресурсных характеристик (усталостной долговечности и живучести) описанного выше критического места конструкции для подтверждения достаточности установленных порогов и периодичности выполняемых в эксплуатации работ по контролю, а также для обоснования по оптимизации действующего регламента, включая сроки выполнения ремонта после обнаружения усталостных трещин.

Постановка задачи

Для расчётной оценки ресурсных характеристик конструкции стенки переднего лонжерона с вырезом под ВМ № 5 предкрылков использовалась разработанная объединённая КЭ (конечно-элементная) модель¹, состоящая из глобальной КЭ модели (ГКЭМ) самолёта Ил-76ТД и интегрированной в неё локальной КЭ модели (ЛКЭМ), содержащей в своей зачётной области исследуемую зону конструкции. Общий вид объединённой КЭ модели показан на рис. 3. ЛКЭМ охватывает зону между нервюрами № 17–23 левой консоли крыла и состоит из порядка четырёх миллионов узлов и элементов. КЭ сетки всех деталей ЛКЭМ смоделированы преимущественно линейными оболочечными элементами по срединным поверхностям САД геометрии, не имеют

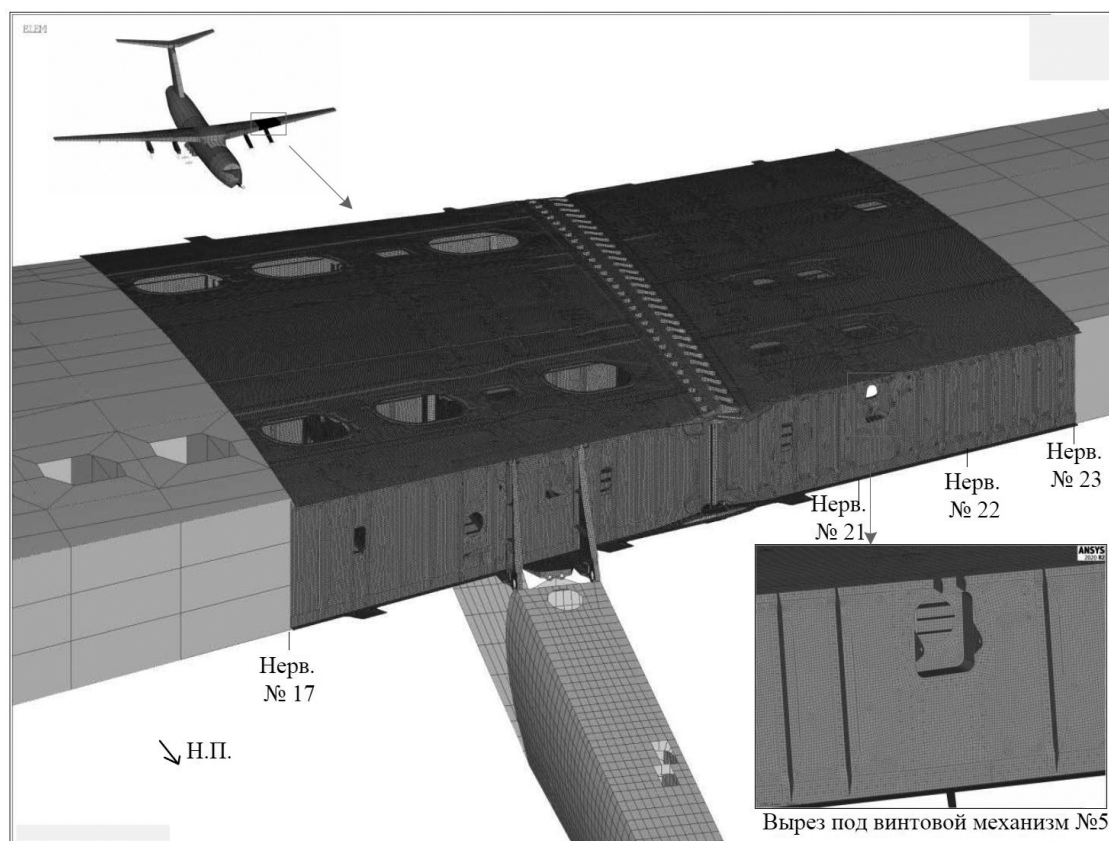


Рис. 3. Объединённая КЭ модель. Фокус на исследуемую зону выреза в стенке лонжерона

¹ Расчёты ПАО «Авиационный комплекс им. С. В. Ильюшина».

взаимных пересечений и соединяются между собой только моделями крепёжных (заклёпки и болты) соединений. Моделирование крепёжных соединений выполнено методом «SpotWeld»², при этом податливость крепёжных точек определялась по формуле³, используемой фирмой Boeing, и реализовывалась в модели крепёжных соединений путём эквивалентной модификации сдвиговой жёсткости балочных элементов. Упругие и усталостные свойства материалов полуфабрикатов деталей ЛКЭМ приняты в соответствии с [1].

Один блок программы испытаний, реализованной на одном из ресурсных стендов самолёта Ил-76ТД, состоит из двух ступеней нагружения. Первая ступень построена из семи полётов № 1, вторая ступень – из одного полёта № 2. Один блок программы эквивалентен 8 полётам. Принятые для расчёта циклические нагрузки программы ресурсных испытаний, реализуемой на стенде в виде циклограмм вертикальных перегрузок в центре тяжести n_y для каждого типа полёта, показаны на рис. 4.

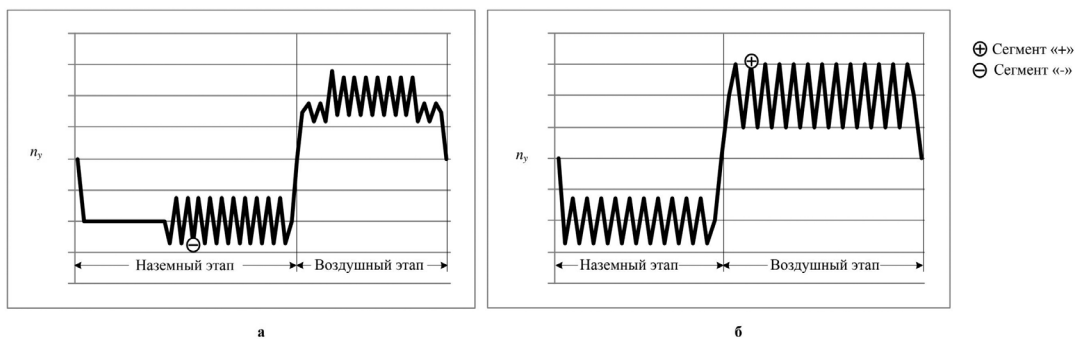


Рис. 4. Циклограммы вертикальных перегрузок в центре тяжести (ц. т.) программы ресурсных испытаний: полёт № 1 – а; полёт № 2 – б

Выбор метода исследования

Для расчёта усталостной долговечности в концентраторе по действующим в нём значениям эквивалентных напряжений применялся следующий подход. Выделение полных циклов сформированной циклограммы напряжений в рассматриваемом концентраторе выполнялось по методу «дождя»⁴. Выделенные таким образом полные циклы приводились к пульсирующим циклам в зависимости от коэффициентов асимметрии цикла по формуле Одингса [2] или на основании зависимости, полученной в ЦАГИ [3]:

$$\sigma_{0i} = \begin{cases} \sqrt{2\sigma_{ai}\sigma_{\max i}}, & \text{при } \sigma_{mi} \geq 0; \\ \sqrt{2(\sigma_{ai} + 0,2\sigma_{mi})}, & \text{при } \sigma_{mi} < 0 \text{ и } \sigma_{\max i} > 0; \\ 0, & \text{при } \sigma_{\max i} < 0, \end{cases} \quad (1)$$

где σ_a (кгс/мм²) – амплитуда напряжений (полуразность) цикла, σ_m (кгс/мм²) – среднее напряжение (полусумма) цикла; i – порядковый номер выделенного полного цикла, σ_{0i} (кгс/мм²) – максимальное значение напряжений i -го отнулевого цикла.

Величина эквивалентного напряжения в расчётной точке концентратора напряжений определялась в соответствии с гипотезой линейного суммирования Пальмгрена-Майнера [4]:

² ANSYS, “ANSYS Mechanical User's Guide,” <http://www.ansys.com>. Ansys, Version 2020R2, 2020.

³ F. Gunbring. Prediction and Modeling of Fastener Flexibility Using FE. Linköping University Institute of Technology, 2008.

⁴ ГОСТ 25.101-83. Расчёты и испытания на прочность. Методы схематизации случайных процессов нагружения элементов машин и конструкций и статистического представления результатов.

$$\sigma_{\text{эkv дет}} = \sqrt[m]{\sum (n_i \sigma_{0i}^m)}, \quad (2)$$

где m – показатель степени кривой усталости.

На основании данных из [5] эффективные коэффициенты концентрации напряжений детали и образца могут быть определены следующим образом:

$$K_{\text{эфф}} = \left(\frac{K_{\sigma}}{\varepsilon_{\infty} + (1 - \varepsilon_{\infty}) \left(\frac{1}{88,3} \frac{L}{\bar{G}} \right)^{-v_{\sigma}}} + \frac{1}{\beta_{\text{пов}}} - 1 \right) \frac{1}{\beta_{\text{упр}}}, \quad (3)$$

где ε_{∞} – коэффициент влияния абсолютного размера поперечного сечения на предел выносливости, L (мм) – периметр максимально нагруженного участка концентратора, $\bar{G}$ – относительный градиент напряжений по нормали к поверхности детали в зоне концентратора, v_{σ} – постоянная материала, характеризующая чувствительность материала к концентрации напряжений, $\beta_{\text{упр}}$ – коэффициент, учитывающий влияние поверхностного упрочнения, $\beta_{\text{пов}}$ – коэффициент, учитывающий качество обработки поверхности, K_{σ} – теоретический коэффициент концентрации «брутто».

Рекомендации по выбору ε_{∞} , L , $\bar{G}$, v_{σ} , $\beta_{\text{упр}}$ и $\beta_{\text{пов}}$ представлены в [5] и в ГОСТ 25.504-82⁵.

Таким образом, степенную зависимость $N\sigma^m = 10^C$, где C , m – показатели кривой усталости образца (для «брутто» сечения образца), связывающую долговечность N с уровнем действующих эквивалентных напряжений σ , можно преобразовать для расчёта усталостной долговечности по действующим уровням напряжений в концентраторе рассматриваемой детали конструкции с учётом полученных эффективных коэффициентов концентрации напряжений и уровня эквивалентных напряжений, действующих в концентраторе следующим образом:

$$N_{\text{дет}} = \frac{10^C K_{\sigma}^m}{\left(\sigma_{\text{эkv дет}} K_{\text{эфф дет}} / K_{\text{эфф обр}} \right)^m}, \quad (4)$$

где $K_{\text{эфф дет}}$, $K_{\text{эфф обр}}$ – эффективные коэффициенты концентрации напряжений для детали и для образца соответственно, $\sigma_{\text{эkv дет}}$ (кгс/мм²) – эквивалентное действующее напряжение в точке концентратора детали.

При расчёте длительности развития трещины применён метод прямого моделирования [6] роста усталостной трещины на подготовленной специальным образом КЭ сетке модели, основанный на численном определении инвариантного J -интеграла (кгс/мм) и его компонент J_x и J_y в вершине трещины:

$$J = \int_{\Gamma} \left(W n_x ds - \sigma_{ij} n_j \frac{du_i}{dx} ds \right), \quad (5)$$

где Γ – контур (против часовой стрелки), охватывающий вершину трещины, W (кгс/мм) – удельная потенциальная энергия деформации в точке контура Γ , $\mathbf{n}$ – вектор-нормаль к контуру интегрирования Γ с компонентами n_x (проекция на ось X), n_j (проекция на ось x ($j=1$) либо y ($j=2$)), ds – элемент длины контура, σ_{ij} (кгс/мм²) и u_i (мм) – напряжения и деформации в точке контура Γ . Локальная система координат в вершине трещины показана на рис. 5.

Коэффициенты интенсивности напряжений (кгс/мм^{3/2}) первого и второго рода, а также угол направления θ (град) подрастания трещины определяются [6, 7] по нижеприведённым формулам:

⁵ ГОСТ 25.504-82. Расчёты и испытания на прочность. Методы расчёта характеристик сопротивления усталости.

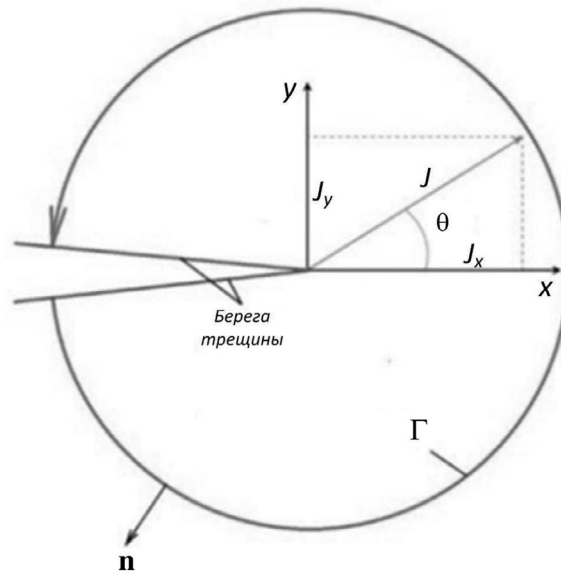


Рис. 5. Схема вычисления J -интеграла в вершине трещины

$$\left. \begin{aligned} K_I &= \frac{\sqrt{E}}{2} (\sqrt{J_x - J_y} + \sqrt{J_x + J_y}); \\ K_{II} &= \frac{\sqrt{E}}{2} (\sqrt{J_x - J_y} - \sqrt{J_x + J_y}); \\ \theta &= \arctg(J_y/J_x), \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

где E (кгс/мм²) – модуль упругости материала.

Величина эквивалентного коэффициента интенсивности напряжений вычислялась (согласно документации ANSYS) следующим образом:

$$K_{\Theta} = \frac{1}{2} \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) (K_I(1 + \cos\theta) - 3K_{II}\sin\theta). \quad (7)$$

Расчёт длительности развития трещины (ДРТ) на начальном этапе прорастания трещины от четвертькруговой до сквозной выполнялся путём численного интегрирования уравнения Пэриса [1] роста трещины:

$$V = C \left(\frac{\Delta K_{\Theta}}{(1-R)^p} \right)^m, \quad (8)$$

ДРТ на этапе роста сквозной трещины до предельного размера – по формуле Формана [2]:

$$V = \frac{C(\Delta K_{\Theta})^m}{((1-R)K_C^y - \Delta K_{\Theta})}, \quad (9)$$

где C , m , p – экспериментальные константы по скорости роста усталостной трещины для материала полуфабриката, R – коэффициент асимметрии цикла, K_C^y – критическое значение условного КИН (коэффициент интенсивности напряжений) при плоском напряжённом состоянии.

Решение задачи

Программа нагружения ресурсного стенда Ил-76ТД состоит из двух типов полётов и включает в себя >100 сегментов нагружения, из которых более половины являются уникальными

в части комбинации распределения нагрузок по каналам нагружения, а остальные сегменты в части распределения нагрузок являются линейно зависимыми от соответствующих основных уникальных сегментов. Для минимизации объёмов вычислений, основываясь на результатах выполненных ранее расчётов⁶, проводимых с использованием всего объёма уникальных сегментов нагружения, расчёт в рамках данной статьи выполнен по упрощённой процедуре, суть которой заключалась в следующем.

Для получения напряжённо-деформированного состояния (НДС) в качестве уникальных были определены наиболее нагруженные сегменты (рис. 4) программы испытаний, в которых реализованы экстремальные изгибающие моменты в консоли крыла для наземного и воздушного режимов: для наземного режима выбран сегмент «-» полёта № 1 (соответствует минимальной вертикальной перегрузке в ц. т.), для воздушного режима полёта – сегмент «+» полёта № 2 (соответствует максимальной реализованной перегрузке в ц. т.). Все остальные сегменты в рамках соответствующих режимов принимались как линейно зависимые от этих двух относительно величины n_y . Проведённые ранее расчёты показали, что данный упрощённый подход по сравнению с подходом, при котором расчёт проводится по всем сегментам нагрузочного спектра, даёт несколько заниженное ($\leq 5\%$) значение повреждаемости в сечении нервюры № 21, поэтому для обеспечения надёжности результатов выполняемых расчётов для получаемого уровня эквивалентных напряжений в сторону надёжности введён повышающий коэффициент 1,1.

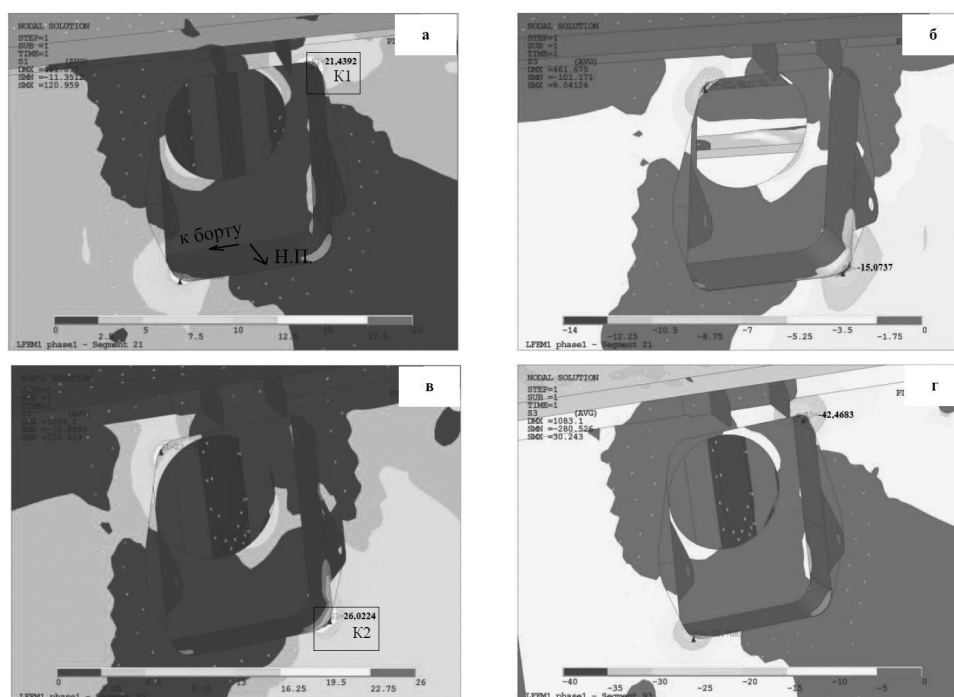


Рис. 6. Распределение первых главных и третьих главных напряжений (кгс/мм²); первые главные напряжения – а, в; третьи главные напряжения – б, г

На рис. 6 показано полученное по результатам КЭ расчёта распределение первых главных σ_1 и третьих главных σ_3 напряжений от нагрузок сегментов «-» и «+» в зоне выреза под ВМ № 5 в стенке переднего лонжерона, также максимальные значения этих напряжений в углах выреза (в концентраторах). На контуре выреза первые главные напряжения соответствуют растягивающим тангенциальным напряжениям σ_θ^+ , а третьи главные напряжения соответствуют сжимающим тангенциальным напряжениям σ_θ^- . Исходя из полученного распределения напряжений для

⁶ Расчёты ПАО «Авиационный комплекс им. С. В. Ильюшина».

расчёта усталостной долговечности, выбраны два наиболее повреждаемых концентратора напряжений K1 и K2 (рис. 6). Сформированные циклограммы тангенциальных напряжений в каждом из этих концентраторов для полёта у земли и на высоте, а также вычисленные значения эквивалентных тангенциальных напряжений $\sigma_{\theta \text{ экв}}$ (циклограммы обработаны авторами методом «дождя», выделенные полные циклы приведены к эквивалентным отнулевым пульсирующим циклам в соответствии с (1) и (2) для степени $m=4$) показаны на рис. 7. С учётом того, что один программный блок, эквивалентный 8 типовым расчётным полётам, состоит из одного полёта у земли и семи полётов на высоте, для концентраторов K1 и K2 в соответствии с (2) авторами вычислены значения действующих в них эквивалентных за типовой полёт тангенциальных напряжений на контуре выреза: для K1 $\sigma_{\theta \text{ экв}} = 41,84 \text{ кгс/мм}^2$, для K2 $\sigma_{\theta \text{ экв}} = 37,24 \text{ кгс/мм}^2$. Хотя (при прочих равных) концентратор K1 является наиболее опасным, расчёт усталостной долговечности выполнен для обоих концентраторов.

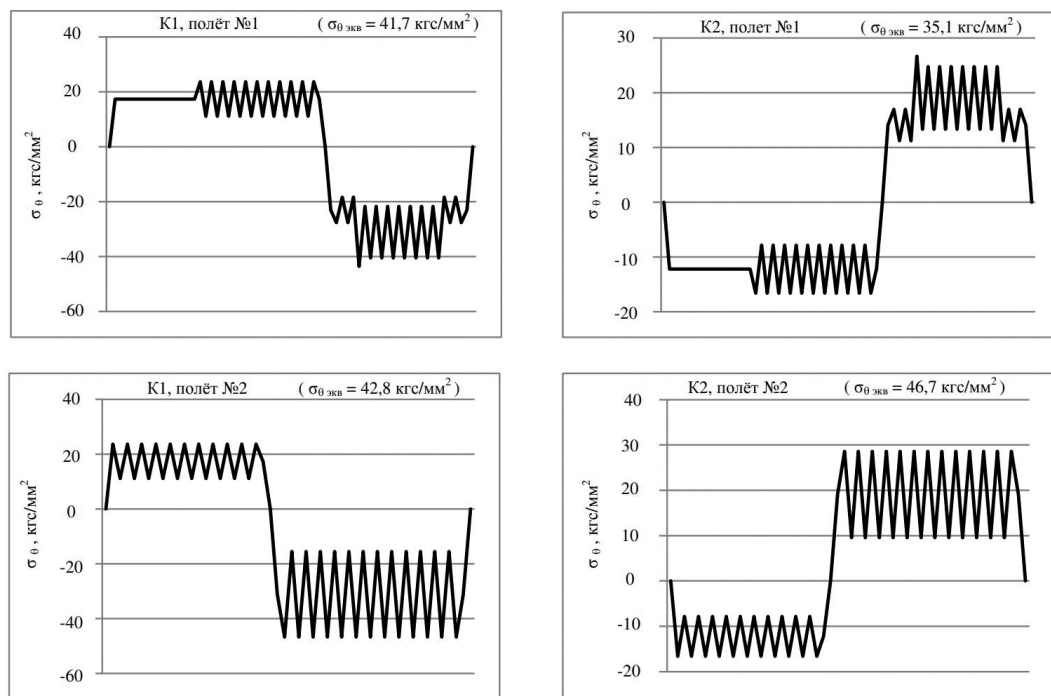


Рис. 7. Циклограммы тангенциальных $\sigma_{\theta}^{+}(\sigma_{\theta}^{-})$ напряжений (кгс/мм²) на контуре выреза

Вычисление эффективных концентраторов напряжений для образца и детали выполнено в соответствии с (3). При этом, как для образца, так и для детали (как для дюралюминиевых сплавов) в соответствии с рекомендациями [5] и ГОСТ 25.504-82 коэффициенты ε_{∞} и ν_{∞} были приняты равными 0,2 и 0,4 соответственно. Для параметров критерия подобия для образца типа полоса с отверстием: диаметр отверстия $d=6 \text{ мм}$, толщина $t=4 \text{ мм}$, $K_{\sigma}=3,12$ (для детали значение K_{σ} также принято равным 3,12) определены следующие значения: $L=4 \times 2=8 \text{ мм}$, $\bar{G}=2,3/3=0,77$. Для детали с вырезом (толщина стенки $t=4 \text{ мм}$, в углу выреза радиус скругления составляет $R=20 \text{ мм}$) параметры критерия подобия равны $L=4 \times 2=8 \text{ мм}$, $\bar{G}=2,3/20=0,115$. Параметр упрочнения $\beta_{\text{упр}}$ для образца и детали принят равным 1,0. Параметр $\beta_{\text{пов}}$, учитывающий качество поверхности для образца, принят равным 0,9. Для детали, учитывая крайне низкое качество её поверхности (на рис. 2, б и рис. 2, в видны «рубленный» контур выреза, риски на ребре, высокая шероховатость), параметр $\beta_{\text{пов}}$ принят равным 0,7. Таким образом в соответствии с (3) значение эффективного коэффициента концентрации напряжений для образца составило $K_{\text{эфф.обр}}=2,48$, а для детали $K_{\text{эфф.дет}}=3,46$. Значения параметров кривой усталости для материала Д16АТ в соответствии с [1] равны $m=4,25$, $C=9,85$

для сечения «нетто» образца, для сечения «брутто» константа C равна 9,51. Таким образом, в соответствии с (4), уровень расчётной усталостной долговечности для концентратора К1 (верхний угол выреза) составил 12700 полётов, а для концентратора К2 (нижний угол выреза) – 21417 полётов. С учётом того, что на стендах ресурсных испытаний трещины в верхнем углу выявлялись в интервале наработки от 9800 до 15500 лётн. ч, а в нижнем углу не выявлялись вообще (вследствие небольшой наработки на стендах), результаты расчёта усталостной долговечности можно оценить как хорошо совпадающие с экспериментом. На основании этого расчётную КЭ модель (включая её нагружённость) для данной зоны конструкции можно принять как валидированную.

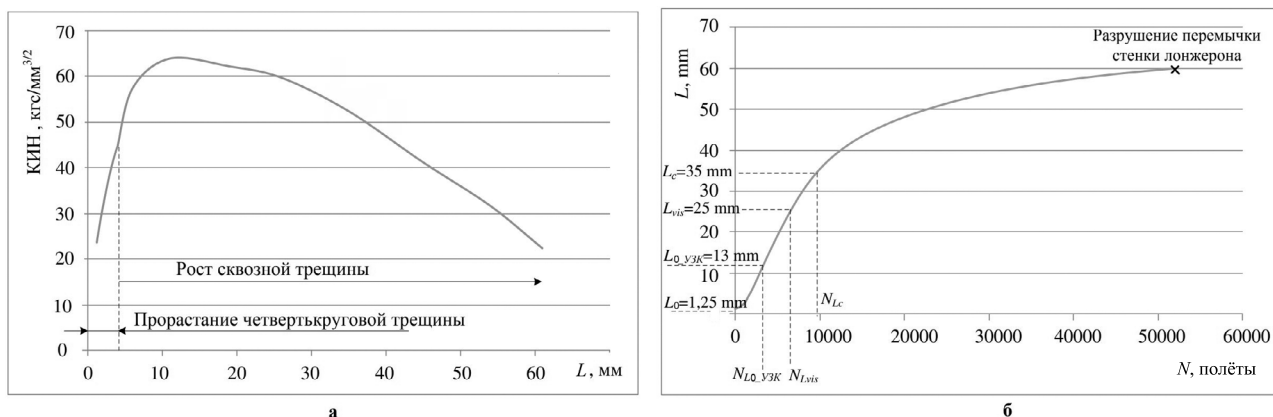


Рис. 8. Диаграмма КИН – а; график ДРТ – б

Для анализа живучести были выполнены расчёт КИН по траектории развития усталостной трещины, расчёт ДРТ и анализ остаточной прочности. Расчёт КИН и одновременное определение траектории развития усталостной трещины выполнялись в автоматическом режиме с использованием валидированной КЭ модели с «загущенной» КЭ сеткой в зоне роста трещины по методу, описанному в [6], на основе зависимостей (5)–(7). Следует отметить, что на этапе прорастания трещины расчёт КИН выполнялся аналитически, на основании модели роста угловой трещины от отверстия. Начальный размер трещины в соответствии с [8] был принят равным $L_0 = 1,25$ мм. Конечный размер трещины был близок к практически полному разрушению перемычки стенки лонжерона и составлял $L_{end} = 60$ мм. Полученная в результате проведённого расчёта диаграмма зависимости КИН от длины трещины для нагрузки, соответствующей перегрузке $n_y = 1,0$ для наземного режима, показана на рис. 8, а. Распределение первых главных напряжений при длине трещины $L = 19$ мм для перегрузки $n_y = 1,36$ (наземный режим) приведено на рис. 9, а. Расчёт ДРТ проведён в соответствии с (8)–(9) для констант [1] скорости роста усталостной трещины материала Д16АТ, равных $m = 3,235$, $C = 1,77 \cdot 10^{-9}$ для уравнения Пэриса (Paris) и $m = 2,98$, $C = 8,64 \cdot 10^{-7}$ для уравнения Формана (Forman). Полученная таким образом расчётная ДРТ показана на рис. 8, б.

Несмотря на то, что расчётом (рис. 9, б) показаны более чем двукратные запасы остаточной прочности (максимальный уровень проходящих первых главных напряжений в поясе лонжерона ≤ 15 кгс/мм², а значения максимальных срезных нагрузок на титановые крепёжные элементы ($D = 6$ мм) пояса лонжерона в зоне фронта трещины ≤ 700 кгс при полностью разрушенной перемычке стенки лонжерона), в запас надёжности критический размер трещины в стенке лонжерона принят $L_c = 35$ мм, то есть допустимый размер невидимой части трещины (после достижения визуально обнаруживаемого размера $L_{vis} = 25$ мм трещина закрыта с одной стороны поясом лонжерона и с другой – кронштейном «чашки») ограничен размером 10 мм. В связи с незначительным размером видимой части трещины для контроля в эксплуатации, в том числе и для обеспечения приемлемой точности определения фактического положения вершины трещины, целесообразно применять ультразвуковой метод неразрушающего контроля.

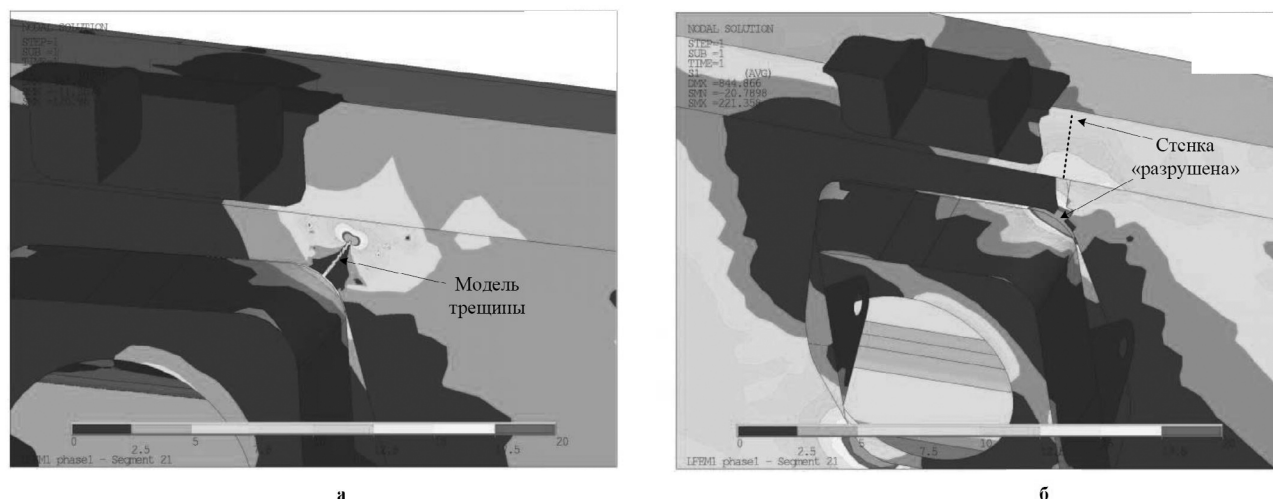


Рис. 9. Модель трещины $L=19$ мм, первые главные напряжения (кгс/мм²), $n_y=1,36$ (наземный режим) – а; разрушена перемычка стенки, первые главные напряжения, $n_y=2,5$ (наземный режим) – б

Приняв для определения начала и периодичности контроля с учётом рекомендаций [8] коэффициент надёжности $\eta_4=2,0$ и дополнительный коэффициент надёжности на расчёт $\eta_p=2,0$, получим значение начала контроля (см. рис. 8, б) $T_0=(N_{Lc}-N_{L0})/(\eta_4\eta_p)=(9873-0)/(2\times 2)=2400$ полётов. Расчётное значение периодичности ультразвукового контроля составит $T_{осм}=(N_{Lc}-N_{L0_узк})/(\eta_4\eta_p)=(9873-3578)/(2\times 2)=1500$ полётов. После достижения трещины в стенке лонжерона размера L_{vis} (в данном расчёте $L_{vis}=25$ мм), при котором её дальнейший рост продолжается под «чашкой» и не может надёжно контролироваться даже инструментальными методами контроля без разработки специальной методики, дальнейший безопасный рост трещины, как показано расчётом, составляет не более 10 мм. Таким образом, после достижения трещиной пре визуально обнаруживаемого размера L_{vis} необходимо выполнить доработку (ремонт) не позднее $T_{дор}=(N_{Lc}-N_{Lvis})/(\eta_4\eta_p)=(9873-6519)/(2\times 2)=830$ полётов. Полученное авторами расчётное значение $T_{дор}$ можно принять и более высоким при условии проведения дополнительного анализа живучести данной зоны с учётом различных сценариев одновременного роста усталостных трещин в стенке лонжерона и смежных силовых элементах расчётного сечения.

Заключение

Разработанная конечно-элементная модель зоны крыла Ил-76ТД обеспечивает достоверность определения НДС в зоне стенки переднего лонжерона с вырезом под ВМ № 5 секции предкрылков. Это было подтверждено приемлемой сходимостью результатов выполненного расчёта усталостной долговечности выявленных концентраторов (критических мест) с результатами ресурсных натурных испытаний и позволило применить данную КЭ модель для расчёта живучести.

Показано, что причиной возникновения усталостных трещин в верхнем углу выреза является высокий ($\sigma_{\theta_{экр}}=41,84$ кгс/мм²) уровень максимальных эквивалентных напряжений за типовой полёт, а также отклонения по качеству обработки поверхности при производстве. На основании результатов выполненного расчёта живучести обоснован оптимизированный регламент контроля зоны стенки переднего лонжерона с вырезом под ВМ № 5 секции предкрылков при эксплуатации Ил-76ТД, позволяющий сократить затраты и трудоёмкость при контроле данной зоны в условиях эксплуатации и перенести срок выполнения ремонта конструкции.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Расчётные значения характеристик авиационных металлических конструкционных материалов: Справочник. Москва: ОАО «ОАК», 2011. 304 с.
2. Одинг И. А. Допускаемые напряжения в машиностроении и циклическая прочность металлов. Изд. 4-е, исп. и доп. Москва: Машгиз, 1962. 260 с.
3. Воробьев А. З., Олькин Б. И., Стебеньев В.Н. и др. Сопротивление усталости элементов конструкций. Москва: Машиностроение, 1990. 240 с.
4. Арепьев А. Н., Громов М. С., Шапкин В. С. Вопросы эксплуатационной живучести авиаконструкций. Москва: Воздушный транспорт, 2002. 424 с.
5. Когаев В. П. Расчёты на прочность при напряжениях, переменных во времени. Москва: Машиностроение, 1977. 232 с.
6. Matrosova E. A., Sergienko V. V., Egorov G. P., Sadikov D. A. Automatic prediction of the fatigue crack trajectory in plane finite element models. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, vol. 747, 2020. <http://doi.org/10.1088/1757-899X/747/1/012024>
7. Морозов Е. М., Никишков Г. П. Метод конечных элементов в механике разрушения. Москва: Наука, 1980. 254 с.
8. Методы обеспечения соответствия РЦ АП25.571-1А. Жуковский: ЦАГИ, 2015. 106 с.

References

1. *Raschyotnye znacheniya kharakteristik aviatsionnykh metallicheskh konstruksionnykh materialov: Spravochnik*. Moscow, OAK Publ., 2011, 304 p. (In Russ.)
2. Oding I. A. *Dopuskaemye napryazheniya v mashinostroenii i tsiklicheskaya prochnost` metallov* [Permissible stresses in mechanical engineering and cyclic strength of metals]. Ed. 4th. Moscow, Mashgiz Publ., 1962, 260 p. (In Russ.)
3. Vorobyov A. Z., Olkin B. I., Stebenev V. N. et al. *Soprotivlenie ustalosti ehlementov konstruksij* [Fatigue resistance of structural elements]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1990, 240 p. (In Russ.)
4. Arepyev A. N., Gromov M. S., Shapkin V. S. *Voprosy ehkspluatatsionnoj zhivuchesti aviakonstruksij* [Issues of operational survivability of aircraft structures]. Moscow, Vozdushnyj transport Publ., 2002, 424 p. (In Russ.)
5. Kogaev V. P. *Raschyoty na prochnost` pri napryazheniyakh, peremennykh vo vremeni* [Calculations for strength under stresses variable in time]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1977, 232 p. (In Russ.)
6. Matrosova E. A., Sergienko V. V., Egorov G. P., Sadikov D. A. Automatic prediction of the fatigue crack trajectory in plane finite element models. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, vol. 747, 2020. <http://doi.org/10.1088/1757-899X/747/1/012024>
7. Morozov E. M., Nikishkov G. P. *Metod konechnykh ehlementov v mekhanike razrusheniya* [The finite element method in fracture mechanics]. Moscow, Nauka Publ., 1980, 254 p. (In Russ.)
8. *Metody obespecheniya sootvetstviya RTS AP25.571-1A*. Zhukovsky, TSAGI, 2015, 106 p. (In Russ.)

Информация об авторах

Божевалов Дмитрий Геннадьевич, ведущий инженер – эксперт, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, bozhevalov_dg@ncplg.ru

Садиков Дмитрий Александрович, кандидат технических наук, главный специалист – эксперт, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, sadikov_da@ncplg.ru

Соколов Юрий Сергеевич, заместитель начальника отдела – эксперт, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, sokolov_ys@ncplg.ru

Шураев Роман Сергеевич, начальник отделения, Авиационный комплекс имени С. В. Ильюшина, Москва, Россия, shuraevRS@ilyushin.su

Authors information

Bozhevalov Dmitriy G., Leading Engineer – Expert, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, bozhevalov_dg@ncplg.ru

Sadikov Dmitriy A., Candidate of Sciences (Engineering), Chief Specialist – Expert, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, sadikov_da@ncplg.ru

Sokolov Yury S., Deputy Head of Department – Expert, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, sokolov_ys@ncplg.ru

Shuraev Roman S., Head of Department, Ilyushin Aviation Complex, Moscow, Russia, shuraevRS@ilyushin.su

Статья поступила в редакцию 21.06.2024; одобрена после рецензирования 18.09.2024; принята к публикации 26.09.2024.

The article was submitted 21.06.2024; approved after reviewing 18.09.2024; accepted for publication 26.09.2024.

Научная статья

УДК 629.735.45:629.735.015.4.023.44

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРИЧИН ВОЗНИКНОВЕНИЯ ТРЕЩИНЫ В ЛОНЖЕРОНЕ ЛОПАСТИ 8АТ-2710-00 НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЁТА МИ-8АМТ

Ю. А. ПОТАПЕНКО, А. И. ЛОСЕВ, Р. Е. ЗАХАРОВ

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. При выполнении послеполётного технического обслуживания вертолёт Ми-8АМТ RA-22485 выявлено срабатывание сигнализатора системы повреждения лонжерона на лопасти несущего винта (НВ) 8АТ-2710-00, а при последующем осмотре лопасти в лонжероне обнаружена трещина. Образование трещины в лонжероне лопасти НВ может привести к её разрушению и возникновению катастрофической ситуации. Приведены результаты исследования причин возникновения трещины в лонжероне лопасти. На основе фрактографического анализа, выполненного в том числе на сканирующем электронном микроскопе, показано, что разрушение лонжерона лопасти имеет многоочаговый усталостный характер и инициировано повреждением на внутренней поверхности лонжерона в виде локального оплавления материала. Длительность развития усталостной трещины составляет ≥ 50 полётных циклов или 45 ч. Металлографическими исследованиями подтверждено, что в зоне повреждения материал лонжерона имеет изменённую в результате локального расплавления материала микроструктуру, характерную для прижога в результате электроискрового разряда. В результате анализа технологии изготовления лонжерона лопасти установлено, что прижог материала лонжерона произошёл в процессе операции анодирования лонжерона, но не был выявлен при последующем визуальном контроле внутренней поверхности лонжерона. Визуальный контроль внутренней поверхности лонжерона с использованием применяемого по технологии приспособления РВП-456(452) не гарантирует выявление дефектов. По результатам выполненных исследований заводу-изготовителю лопастей дана рекомендация по замене применяемых средств визуального контроля на более современные и эффективные.

Ключевые слова: вертолёт, несущий винт, лонжерон лопасти, усталостная трещина, разрушение, эксплуатация авиационной техники

Для цитирования: Потапенко Ю. А., Лосев А. И., Захаров Р. Е. Исследование причин возникновения трещины в лонжероне лопасти 8АТ-2710-00 несущего винта вертолёт Ми-8АМТ // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 47. С. 23–30.

INVESTIGATION OF THE CAUSES OF A CRACK IN THE SPAR OF THE BLADE 8AT-2710-00 OF THE MAIN ROTOR OF THE MI-8AMT HELICOPTER

YU. A. POTAPENKO, A. I. LOSEV, R. E. ZAHAROV

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

Abstract. The postflight maintenance of the Mi-8AMT helicopter RA-22485 has discovered that the blade spar damage warning indicator of the 8AT-2710-00 main rotor blade has been activated, and the following rotor

blade examination has discovered a crack in the spar. A crack occurrence in the main rotor blade spar can lead to a spar structural damage and catastrophic situation development. The article presents the research results of a crack occurrence cause in the main rotor blade spar. Based on the fractographic analysis, using, among others, a scanning electron microscope, it has been demonstrated that the rotor blade spar failure has a multiple site fatigue pattern and started by damage in the inside spar surface in the form of local material melting. The duration of the fatigue crack growth is ≥ 50 flight cycles or 45 flight hours. Metallographic examination confirmed that the material in the damaged area has modified, by the local material melting, microstructure, which is typical for burnt place that can be done by electric spark discharge. Analysis of the main rotor blade spar manufacturing technology has discovered that the spar material burnt place occurred during the rotor blade spar anode process but wasn't discovered during the following visual inspection of the inside spar surface. Visual inspection of the blade spar inside surface using the RVP-456(452) device, which is utilized in accordance with the technological process, cannot guarantee all flaw detections. Based on the performed research results, the main rotor blade manufacturing plant has been issued a recommendation to change the existing means of visual inspection to modern devices.

Keywords: helicopter, main rotor, blade spar, fatigue crack, destruction, operation of aviation equipment

For citation: Potapenko Yu. A., Losev A. I., Zaharov R. E. Investigation of the causes of a crack in the spar of the blade 8AT-2710-00 of the main rotor of the Mi-8AMT helicopter. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no. 47, pp. 23–30. (In Russ.)

Введение

В процессе эксплуатации авиационной техники – вертолётов семейства Ми-8 в силовых элементах их конструкции возникают различные повреждения, в том числе усталостные трещины и разрушения [1]. Одним из наиболее критичных дефектов являются усталостные трещины на деталях шпангоута № 2 концевой балки [2]. Также отмечаются случаи образования усталостных трещин в силовых шпангоутах фюзеляжа № 7 и 10 [3]. Причины возникновения данных трещин изучены, проанализированы конструктивные мероприятия по их устранению и предотвращению возникновения [4, 5].

Усталостные трещины возможны и в таком силовом элементе вертолёта, как лопасть НВ. Так, при выполнении послеполётного технического обслуживания 12.05.2023 на вертолёте Ми-8АМТ RA-22485 было обнаружено срабатывание сигнализатора системы повреждения лонжерона (ССПЛ) на лопасти НВ 8АТ-2710-00 № 2ПС952039/1023. При дальнейшем осмотре лопасти в её лонжероне была выявлена трещина ≈ 40 мм длины в районе хвостового отсека № 17.

Постановка задачи

Образование трещины в лонжероне лопасти НВ может привести к её разрушению в полёте и привести к катастрофической ситуации, то есть оказывает непосредственное влияние на безопасность полётов. Поэтому крайне важно установить характер разрушения, его причины и длительность, а также разработать и внедрить мероприятия по предотвращению в дальнейшем возникновения трещин в лонжеронах лопастей НВ 8АТ-2710-00. Тем более, что они применяются на вертолётах типов Ми-8, Ми-8МТВ, Ми-8АМТ, Ми-171, Ми-172, Ми-17 и их модификациях.

Методы исследования

Для установления характера, длительности и причины разрушения лонжерона выполнен комплекс исследований, включающий в себя (по аналогии с [3]):

- оценку технического состояния лопасти, вскрытие трещины;

- фрактографическое исследование изломов и изучение состояния поверхностей лонжерона лопасти, в том числе с применением электронного сканирующего микроскопа типа Tescan Vega 4 (Tescan, Чехия);
- контроль геометрии лонжерона вблизи с зоной трещины;
- оценку состояния упрочнённого слоя лонжерона вблизи зоны трещины;
- проверку химического состава материала лонжерона;
- металлографическое исследование материала лонжерона в зоне трещины с определением, в том числе, микроструктуры;
- микрорентгеноспектральный анализ материала лонжерона в зоне дефектов;
- анализ технологии изготовления лонжерона лопасти;
- обобщение полученных результатов.

Материалы исследования

Лопасть НВ 8АТ-2710-00 № 2ПС952039/1023 изготовлена 21.03.2019 АО «Улан-Удэнский лопастной завод» (АО «У-УЛЗ») и на момент обнаружения трещины наработала в эксплуатации 823 ч.

При визуальном осмотре лопасти подтверждено наличие поперечной трещины протяжённостью ≈ 40 мм в верхней стенке лонжерона в зоне хвостового отсека № 17. Механические, коррозионные или другие повреждения лонжерона, накладки противообледенительной системы (ПОС) и оковок в зоне расположения трещины отсутствуют. После размытия лакокрасочного покрытия (ЛКП) и демонтажа наклейки ПОС установлено, что трещина доходит до носка лонжерона, фактическая ее протяжённость по наружной поверхности составляет ≈ 120 мм. Под накладкой ПОС механических, коррозионных или других повреждений, в том числе прогаров нагревательных элементов ПОС не выявлено.

После разрезки лонжерона было установлено, что с внутренней стороны верхней стенки лонжерона трещина пересекает зону поверхностного повреждения материала (рис. 1), внешне напоминающего застывший расплавленный металл. На поверхность повреждения нанесено ЛКП (грунт ФЛ-086), как и на остальную внутреннюю поверхность лонжерона. На рис. 1 видны вспучивание материала в центре и неровные края со сферическими частицами, характерными для разбрызгивания расплавленного материала. Размеры повреждения по поверхности составляют $\approx 8 \times 11$ мм, вспучивание материала достигает $\approx 1,1$ мм, максимальная глубина раковины равна $\approx 0,4$ мм. На внутренней поверхности лонжерона имеются характерные отпечатки поверхностного упрочнения стальными шариками, при этом края повреждения следов соударения с шариками не имеют, что указывает на возникновение повреждения после поверхностного упрочнения лонжерона.



Рис. 1. Вид повреждения на внутренней поверхности лонжерона лопасти, от которого развивалась трещина (указана стрелками)

Трещина была искусственно вскрыта (доломана) для анализа её изломов. При анализе разрушений использовались теории и модели согласно [6–9].

Изучение изломов трещины на оптическом микроскопе показало, что разрушение имеет усталостный характер и развивалось от повреждения на внутренней поверхности верхней стенки лонжерона. Разрушение первоначально развивалось как поверхностное вглубь материала с формированием фронта трещины по форме близкого к круговому, а после выхода на наружную поверхность – как сквозное в обе стороны от очага ≈ 55 мм в сторону носка лонжерона и ≈ 65 мм – в сторону его задней стенки.

Для детального анализа очагов и изучения характера разрушений было выполнено фрактографическое исследование основных изломов с применением сканирующего микроскопа типа Tescan Vega 4. Анализ изломов на микроскопе выполнялся в соответствии с методологией и принципами, изложенными в [10–12]. При этом установлено, что очаг усталостного разрушения лонжерона расположен по границе зоны, имеющей в отличие от остального материала литую дендритную структуру с многочисленными порами разного размера и межзёрнными растрескиваниями (рис. 2). Размер повреждения в плоскости излома составляет ≈ 8 мм.

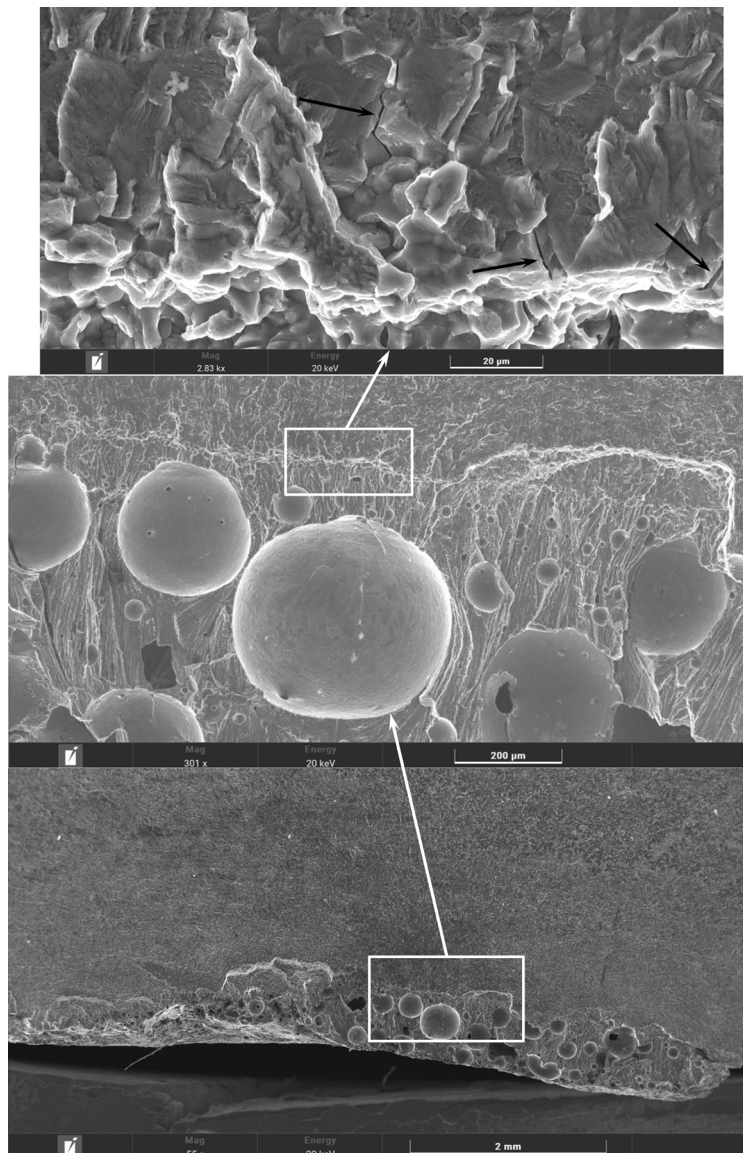


Рис. 2. Виды очага усталостной трещины с литой дендритной структурой с многочисленными порами разных размеров и межзёрнными растрескиваниями (указаны стрелками)

От очага на первых $\approx 3,5$ мм разрушение материала шло с формированием псевдобороздчатого рельефа излома (строчечности) с мезолиниями. Далее разрушение сопровождалось формированием усталостных бороздок, шаг (размер) которых в начальной зоне составил $0,15\text{--}0,20$ мкм и постепенно увеличился до $0,4\text{--}0,6$ мкм к концу трещины. На изломе также были выявлены регулярные усталостные макролинии, соответствующие резкой смене напряжённо-деформированного состояния материала в вершине трещины. На удалении от очага >28 мм эти усталостные макролинии начали представлять собой зоны вытягивания с мелкоямочным рельефом излома, что указывает на их образование в результате увеличений напряжений в вершине трещины до максимальных.

Такие особенности формирования макролиний позволяют связать их образование со сменой напряжённо-деформированного состояния в вершине трещины от полёта к полёту. Зависимость шага макролиний (расстояний между ними, отвечающих приращению трещины за полёт) от длины трещины, представлена на рис. 3 и близка к линейной. Оценка периода роста трещины в полётах, выполненная по аппроксимирующей эту зависимость прямой, показала, что трещина росла в течение 50 полётов. По данным эксплуатирующей организации средняя продолжительность последних 50 полётов Ми-8АМТ RA-22485 составляла ≈ 55 мин., поэтому в часах период роста трещины составил ≈ 45 ч.

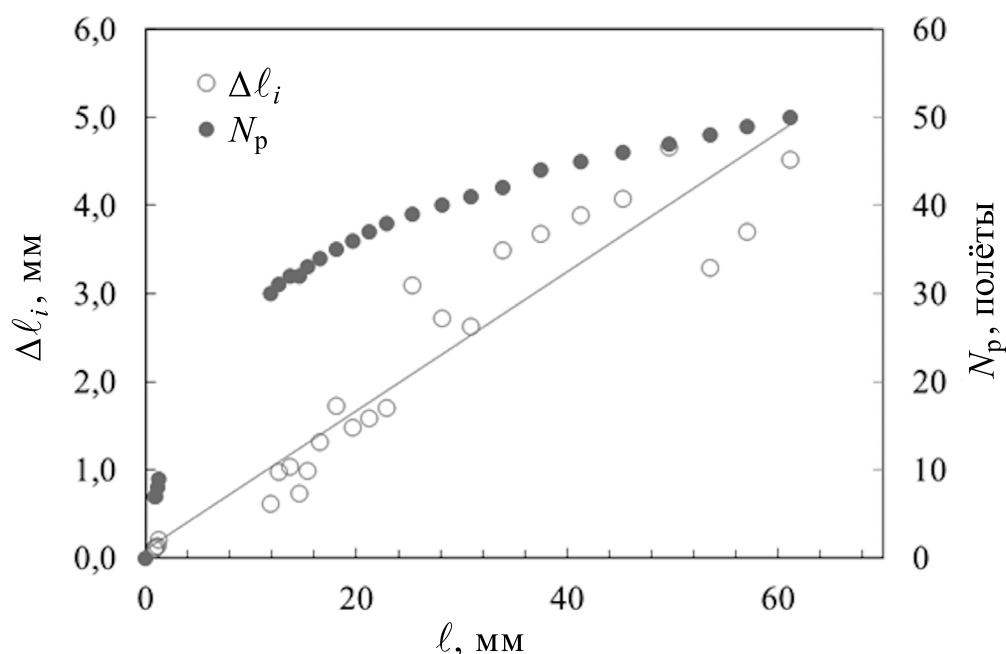


Рис. 3. Зависимость шага $\Delta\ell_i$ макролиний от положения по длине трещины ℓ (с аппроксимирующей кривой) и от длительности (числа полётов N_p) развития усталостной трещины

Для металлографического исследования материала лонжерона в зоне повреждения был изготовлен шлиф по плоскости, перпендикулярной внутренней поверхности лонжерона и поверхности излома, проходящей через середину дефекта. При этом установлено, что в материале в зоне повреждения имеются многочисленные поры шаровидной формы, диаметр которых колеблется от сотых долей до нескольких десятых долей миллиметра. Диаметр наибольшей поры, выявленной в плоскости шлифа, составляет $\approx 0,4$ мм. Зона повреждения, наблюдаемая в плоскости шлифа, имеет глубину $\sim 0,7$ мм. Вокруг крупных пор имеются многочисленные трещины, распространяющиеся от них как в диаметральной направлении, так и в окружном. На дне наиболее крупных пор выявлен рельеф, напоминающий дендриты. Микроструктура материала лонжерона в зоне повреждения также представляет дендритную структуру, которая состоит из

дендритов α -твёрдого раствора, эвтектики и отдельных включений железомарганцовистой фазы тёмного, практически чёрного цвета. Образование такой структуры связано с локальным расплавлением материала лонжерона в зоне повреждения. Микроструктура материала лонжерона на неповреждённом участке состоит из α -твёрдого раствора легирующих элементов в алюминии и упрочняющей фазы, характерной для закалённого и состаренного алюминиевого сплава АВТ-1, из которого изготовлен лонжерон.

Таким образом, установлено, что повреждение на внутренней поверхности лонжерона представляет собой локальное оплавление материала, полученное в результате электроискрового разряда на этапе изготовления лопасти между операциями виброупрочнения лонжерона стальными шариками и нанесения ЛКП. Анализ технологии изготовления лопасти показал, что электроискровое повреждение внутренней поверхности лонжерона возможно либо при анодировании, при котором внутрь лонжерона устанавливается проволоочный катод из сплава Д18, либо при визуальном контроле, выполняемом с использованием жёсткого эндоскопа РВП-456(452) с подсветкой, при повреждении изоляции её проводов (из медного сплава). В результате электроискрового разряда в зону повреждения возможен перенос материала контактировавшего провода. В связи с этим на основе результатов микрорентгеноспектрального анализа с использованием энергодисперсионной приставки на электронном микроскопе было выполнено картирование поверхности в зоне дефекта и на удалении, которое позволило получить распределение различных химических элементов по анализируемой поверхности для их сравнения между собой.

В результате установлено, что на неповреждённой поверхности лонжерона наблюдается большое содержание кислорода ($\approx 47,6\%$) и серы ($\approx 4,6\%$), характерное для анодированной поверхности, а в зоне повреждения содержание кислорода составляет $\approx 24,4\%$ и серы – $\approx 0,8\%$. Распределение меди в обоих случаях равномерно по поверхности без локальных скоплений, а содержание составляет $\approx 0,2\%$ и $\approx 0,5\%$ соответственно, что соизмеримо с количеством меди в сплаве АВ. Каких-либо других элементов, не входящих в состав сплава АВ, не выявлено. Это указывает на то, что повреждение возникло в процессе операции анодирования (в электролите серной кислоты) в результате короткого замыкания при контакте катода из проволоки Д18, состав которой близок к составу сплава АВ, а не с электропроводом подсветки из медного сплава.

Согласно информации АО «У-УЛЗ» за период с июля 2011 года по сентябрь 2023 года при производстве лопастей НВ 8АТ-2710-00 был выявлен один случай (в 2019 году) прижога на внутренней поверхности лонжерона из-за нарушения изоляции внутреннего катода. При этом на предприятии были разработаны мероприятия, направленные на исключение возможности касания внутреннего катода стенки лонжерона в процессе анодирования.

После анодирования предусмотрен визуальный контроль внутренней поверхности лонжерона, но в исследуемом случае дефект не был выявлен. Визуальный контроль выполняется эндоскопом РВП-456(452) длиной 6 м. Эндоскоп имеет угол обзора 70° и при рабочем расстоянии до контролируемой поверхности < 35 мм его поле обзора составляет окружность с диаметром ≤ 50 мм. Поэтому контроль внутренней поверхности лонжерона, длина которого составляет 9445 мм, а ширина – 180 мм, с использованием РВП-456(452) трудоёмок и не всегда обеспечивает выявление дефектов.

Заключение

По результатам выполненных исследований авторами было установлено, что трещина в лонжероне лопасти НВ 8АТ-2710-00 № 2ПС952039/1023 вертолёт Ми-8АМТ RA-22485 имеет усталостный характер и образовалась из-за снижения сопротивления усталости его материала в результате прижога на внутренней поверхности лонжерона электроискровым разрядом в процессе операции анодирования. Длительность развития усталостной трещины составляла ≥ 50 полётных циклов или 45 ч.

Дефект не был выявлен при визуальном контроле внутренней поверхности лонжерона с использованием эндоскопа РВП-456(452), который имеет малое поле обзора, что снижает эффективность выявления дефектов. Для исключения пропуска подобных дефектов изготовителю лопастей НВ 8АТ-2710-00 – АО «У-УЛЗ» следует внедрить эндоскопы типов, имеющих расширенное поле обзора.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Акопян К. Э., Разиньков Ф. Ф., Трофимов Г.М. Проблемы усталостной долговечности конструкции фюзеляжа вертолѐтов Ми-8 // Прочность конструкций летательных аппаратов. Труды ЦАГИ. 2017. Выпуск 2764. С. 295–297.
2. Разиньков Ф. Ф., Трофимов Г. М. Обзор усталостной повреждаемости элементов конструкции концевой балки по результатам оценки технического состояния вертолѐтов типа Ми-8 // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2016. № 16. С. 89–98.
3. Потапенко Ю. А., Лосев А. И. Анализ особенностей разрушения шпангоута № 10 фюзеляжа вертолѐта Ми-8МТВ-1 // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2018. № 20. С. 52–62.
4. Разиньков Ф. Ф., Акопян К. Э. Анализ эффективности доработок, направленных на предотвращение усталостных повреждений элементов конструкции концевых балок вертолѐтов типа Ми-8 // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2020. № 26. С. 19–26.
5. Потапенко Ю. А., Трофимов Г. М., Разиньков Ф. Ф. Уточнение периодичности осмотра шпангоута № 2 концевой балки вертолѐта типа Ми-8 // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2016. № 15. С. 92–97.
6. Иванова В. С. Разрушение металлов. Москва: Металлургия, 1979. 167 с.
7. Броек Д. Основы механики разрушения / Пер. с англ. Москва: Высшая школа, 1980. 368 с.
8. Иванова В. С. Синергетика. Прочность и разрушение металлических материалов. Москва: Наука, 1992. 289 с.
9. Шанявский А. А. Моделирование усталостных разрушений металлов. Синергетика в авиации. Уфа: ООО «Монография», 2007. 500 с.
10. Иванова В. С., Шанявский А. А. Количественная фрактография. Усталостное разрушение. Челябинск: Металлургия, 1988. 400 с.
11. Фрактография и атлас фрактограмм: справочное издание / Перевод с англ. Шур Е. А.; под ред. Бернштейна М. Л. Москва: Металлургия, 1982. 489 с.
12. Энгель Э., Клангеле Г. Растровая электронная микроскопия. Разрушение: справочное издание / Пер. с нем. Москва: Металлургия, 1986. 232 с.

References

1. Akopyan K. E., Razinkov F. F., Trofimov G. M. Problems of fatigue durability of the Mi-8 helicopter fuselage structure. *Prochnost' konstruksij letatel'nykh apparatov. Trudy TSAGI*, 2017, issue 2764, pp. 295–297. (In Russ.)
2. Razinkov F. F., Trofimov G. M. Review of fatigue damage to the structural elements of the end beam based on the results of the assessment of the technical condition of Mi-8 helicopters. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2016, no. 16, pp. 89–98. (In Russ.)
3. Potapenko Yu. A., Losev A. I. Analysis of the features of the destruction of the frame no. 10 of the fuselage of the Mi-8MTV-1 helicopter. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2018, no. 20, pp. 52–62. (In Russ.)

4. Razinkov F. F., Akopyan K. E. Analysis of the effectiveness of improvements aimed at preventing fatigue damage to the structural elements of the end beams of Mi-8 helicopters. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2020, no. 26, pp. 19–26. (In Russ.)
5. Potapenko Yu. A., Trofimov G. M., Razinkov F. F. Clarification of the frequency of inspection of the frame No. 2 of the end beam of the Mi-8 helicopter. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2016, no. 15, pp. 92–97. (In Russ.)
6. Ivanova V. S. *Razrushenie metallov [Destruction of metals]*. Moscow, Metallurgiya Publ., 1979, 167 p. (In Russ.)
7. Broek D. *Osnovy mekhaniki razrusheniya [Fundamentals of the mechanics of destruction]*, trans. from English. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1980, 368 p. (In Russ.)
8. Ivanova V. S. *Sinergetika. Prochnost' i Razrushenie metallicheskikh materialov*. Moscow, Nauka Publ., 1992, 289 p. (In Russ.)
9. 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.)
10. Ivanova V. S., Shanyavsky A. A. *Kolichestvennaya fraktografiya. Ustalostnoe razrushenie [Quantitative fractography. Fatigue failure]*. Chelyabinsk, Metallurgiya Publ., 1988, 400 p. (In Russ.)
11. *Fraktografiya i atlas fraktogramm [Fractography and atlas of fractograms]*. Reference edition, trans. from English. Moscow, Metallurgiya Publ., 1982, 489 p. (In Russ.)
12. Engel E., Klangele G. *Rastrovaya ehlektronnaya mikroskopiya. Razrushenie [Scanning electron microscopy. Destruction]*. Reference edition, trans. from German. Moscow, Metallurgiya Publ., 1986, 232 p. (In Russ.)

Информация об авторах

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

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

Захаров Роман Евгеньевич, начальник группы, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, zakharov_re@gosniiga.ru

Authors information

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

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

Zaharov Roman E., Head of the Group, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, zakharov_re@gosniiga.ru

Статья поступила в редакцию 22.07.2024; одобрена после рецензирования 07.08.2024; принята к публикации 15.08.2024.

The article was submitted 22.07.2024; approved after reviewing 07.08.2024; accepted for publication 15.08.2024.

Обзорная статья

УДК 629.735.015.4.023.26

ТРЕЩИНА ВНУТРЕННЕГО СЛОЯ ЛОБОВОГО СТЕКЛА ВЕРТОЛЁТА КАК КРИТЕРИЙ ЗАЧЁТНОСТИ ПРИ СЕРТИФИКАЦИОННЫХ ИСПЫТАНИЯХ НА ПТИЦЕСТОЙКОСТЬ

В. А. СИДОРЕНКО, М. С. БЕЛОБУСОВА

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. Обеспечение безопасности полётов при эксплуатации воздушных судов (ВС) в транспортных системах страны является основной целью сертификационных работ. Понятие «безопасность полётов» включает в себя множество составляющих, в том числе – прочность ВС. Испытания ВС на птицестойкость – неотъемлемая часть проверки ВС на прочность. Лобовое остекление является одним из основных критических элементов для всех современных пилотируемых ВС для случая попадания в него в полёте птицы. Трещины, как правило, существенно снижают прочность и могут привести к разрушению остекления. Кроме того, множественные трещины приводят к снижению видимости пилотом через остекление. В данной статье рассматривается влияние трещины внутреннего слоя лобового стекла вертолёт, возникшей в результате попадания в остекление птицы, на возможность безопасного продолжения полёта и безопасной посадки вертолёт, и поднимается вопрос о включении трещины внутреннего слоя лобового стекла в критерии зачётности при сертификационных испытаниях вертолёт на птицестойкость.

Ключевые слова: воздушный транспорт, вертолёт, безопасность полётов, трещинообразование, лобовое остекление вертолёт, птицестойкость, транспортные системы страны

Для цитирования: Сидоренко В. А., Белобусова М. С. Трещина внутреннего слоя лобового стекла вертолёт как критерий зачётности при сертификационных испытаниях на птицестойкость // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 47. С. 31–42.

CRACK IN THE INTERNAL LAYER OF THE HELICOPTER WINDSHIELD AS A CREDIBILITY CRITERION FOR CERTIFICATION TESTING FOR BIRD STRIKE RESISTANCE

V. A. SIDORENKO, M. S. BELOBUSOVA

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

Abstract. Ensuring flight safety during the operation of aircraft in the country's transport systems is the main purpose of certification work. The concept of "flight safety" includes many components, including the strength of the aircraft. Testing of aircraft for bird strike resistance is an integral part of testing aircraft for strength. Windshield glazing is one of the main critical elements for all modern manned aircraft in case of hitting it in flight of a bird. Cracks, as a rule, significantly reduce the strength and can lead to the destruction of the glazing. In addition, multiple cracks lead to reduced visibility by the pilot through the glazing. This article examines the effect of a crack in the inner layer of the windshield of a helicopter, which arose as a result of falling into the glazing of a bird, on the possibility of safe continuation of flight and safe landing of a helicopter, and raises the

question of including a crack in the inner layer of the windshield in the criteria for crediting during certification tests of helicopters for bird strike resistance.

Keywords: air transport, helicopter, flight safety, cracking, helicopter windshield, bird strike resistance, transport systems of the country

For citation: Sidorenko V. A., Belobusova M. S. Crack in the internal layer of the helicopter windshield as a credibility criterion for certification testing for bird strike resistance. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no. 47, pp. 31–42. (In Russ.)

Введение

Столкновение в полёте вертолётa с птицей, даже с небольшой, или со стаей птиц может стать причиной авиационной катастрофы. С увеличением размеров (массы) птицы увеличивается степень повреждения конструкции вертолётa при ударе, и, следовательно, повышается риск возникновения опасной ситуации [1].

Степень повреждения конструкции вертолётa при столкновении с птицей (а также вероятность такого столкновения) увеличивается и за счёт тенденции к совершенствованию ВС (применение в конструкции облегчённых материалов, увеличение эксплуатационных скоростей и высот, снижение уровня шума).

Одним из критических элементов конструкции при столкновении вертолётa с птицей является лобовое остекление. В данной статье проводится анализ такого следствия от удара, как трещина внутреннего слоя лобового стекла.

Статистика и анализ ИКАО столкновений ВС с птицами. Чаще всего происходят столкновения с ястребами, орлами и стервятниками (28 %)¹. По статистике, самые повреждаемые элементы ВС – двигатели (17 %) и лобовые стекла (14 %). Наибольшее число столкновений ВС с птицами происходит днём (68 %), с февраля по май и с июня по август (преимущественно в августе (12 %)). Чаще всего ВС сталкивается с птицами на режимах взлёта (24 %) и посадки (23 %).

Данная статистика относится как к вертолётам, так и к самолётam.

Трещина внутреннего слоя лобового стекла вертолётa Ми-171А3

На экспериментальной базе лаборатории для испытаний ВС на птицестойкость ФАУ «ЦИАМ им. П. И. Баранова» 24 и 26 января 2023 года были проведены испытания лобовых стёкол (в составе кабины экипажа вертолётa Ми-171А (модель Ми-171А3)) МАС 411.00.000 (правое) и МАС 411.00.000-01 (левое) (производитель – ООО «Мосавтостекло») на птицестойкость. Целью испытаний являлось подтверждение динамической прочности лобовых стёкол и их заделки на каркасе фонаря кабины экипажа. В соответствии с п. 29.631 АП-29², после столкновения с птицей массой 1 кг вертолёт должен иметь возможность безопасно продолжить полёт и выполнить безопасную посадку.

Материал испытанного комплекта остекления – поликарбонат толщиной 3 мм (тыльный слой), плёнка с электронагревательным элементом и силикатное стекло толщиной 1,8 мм (наружный слой). Масса комплекта – 36 кг.

В испытаниях принимали участие АО «НЦВ Миль и Камов», ФАУ «ЦИАМ им. П. И. Баранова», ФГУП ГосНИИ ГА, ФАУ «ЦАГИ».

¹ Анализ столкновений с дикими животными (IBIS) за 2016-2021 годы [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://portal.gosniiga.local/2023/09/14/информационный-бюллетень-№26/> (дата обращения 06.07.2024).

² Авиационные правила. Часть 29. Нормы лётной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории. Межгосударственный авиационный комитет. Москва: Авиаздат, 2018. 175 с.

По результатам предварительного расчѐта для удара птицѳ выбраны две точки: № 1 – отражала максимальные относительные деформации стекла при ударе, № 2 – максимальный прогиб. Скорость птицы при соударении с остеклением соответствовала максимальной скорости горизонтального полѐта при максимальной продолжительной мощности двигателей $V_H \approx 265$ км/ч и определялась с помощью системы измерения (СИ) скорости из состава испытательного стенда. В качестве резервной СИ была использована система высокоскоростной видеосъѐмки. Скорость видеосъѐмки выбиралась исходя из условия обеспечения требуемой погрешности измерения скорости. Допустимое отклонение скорости соударения птицы с конструкцией $\leq 5\%$. Траектория полѐта птицы была направлена параллельно горизонту, угол наклона СГФ вертолѐта относительно горизонта составлял $\approx 7^\circ$. По итогам испытаний получены следующие результаты:

А) для стекла МАС 411.00.000 (точка № 2).

1. Произошло разрушение внешнего слоя стекла с образованием множественных трещин и осколков, хаотично разлетевшихся в различных направлениях на расстояние ≈ 4 м;

2. внутренний слой стекла сохранил свою целостность; трещины на внутреннем слое отсутствовали;

3. стекло потеряло устойчивость (как внешний, так и внутренний слой), на что указывает потеря формы и жѐсткости (стекло стало «волнообразным», «мягким» и легко изгибалось при надавливании рукой – особенно это было выражено ближе к точке удара).

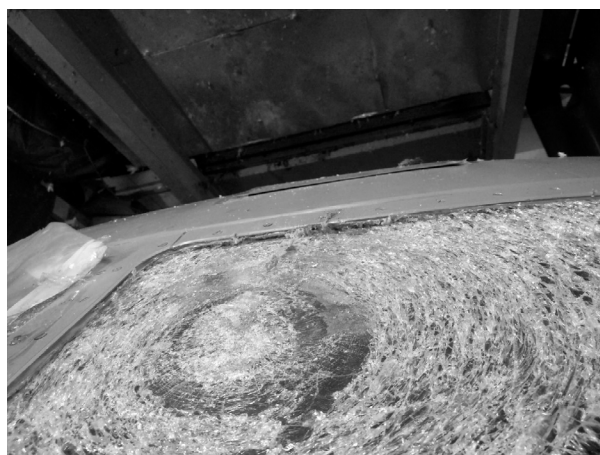
Б) для стекла МАС 411.00.000-01 (точка № 1).

1. Произошло разрушение внешнего слоя стекла с образованием множественных трещин и осколков, хаотично разлетевшихся в различных направлениях на расстояние ≈ 4 м;

2. образовались необратимые трещины на внутреннем слое стекла. Данное понятие играет одно из ключевых значений в рассматриваемой статье. При формулировке критерия зачѐтности при испытаниях вертолѐта на птицестойкость предлагается исходить из типа трещины и анализировать возможность её распространения;

3. стекло потеряло устойчивость (как внешний, так и внутренний слой), на что указывает потеря его формы и жѐсткости (стекло стало «волнообразным», «мягким» и легко изгибалось при надавливании рукой – особенно это было выражено ближе к точке удара).

На рис. 1 представлен результат испытаний стекла МАС 411.00.000-01. На рис. 1, а показаны трещины лобового стекла кабины экипажа, рис. 1, б отображает контуры трещины внутреннего слоя стекла МАС 411.00.000-01 (использована штриховка простым карандашом бумаги, в которую было обѐрнуто стекло – самый наглядный и доступный способ визуализации).



а



б

Рис. 1. Результат испытаний стекла МАС 411.00.000-01: трещины лобового стекла кабины экипажа – а; контуры полученной трещины внутреннего слоя лобового стекла – б

В Программу испытаний³ был включён следующий критерий зачётности для лобовых стёкол: «отсутствие трещин или разрушения тыльного (внутреннего) слоя стекла».

Однако вопрос об объективности установления данного критерия зачётности при проведении испытаний лобовых стёкол вертолётов на птицестойкость остался открытым в силу сложности достижения поставленного условия с технической точки зрения в настоящее время (стёкла из любых материалов, доступных на данный момент для применения на ВС, могут быть подвержены образованию трещин при ударе).

Для его решения авторами настоящей статьи предлагается:

- 1) в общих чертах рассмотреть механику процесса разрушения лобового стекла при образовании трещины, определить факторы, оказывающие влияние на этот процесс;
- 2) определить нагрузки, действующие на вертолёт на наиболее критическом (в соответствии с АП-29), с точки зрения попадания птицы, режиме;
- 3) установить факторы, влияющие на возможность безопасного продолжения полёта и выполнения безопасной посадки вертолёта;
- 4) сделать вывод о том, следует ли включать в методику испытаний вертолётов на птицестойкость представленный в Программе испытаний критерий зачётности, а также рассмотреть целесообразность уточнения его формулировки.

Механика разрушения лобового стекла при трещинообразовании

Развитие трещины – процесс сложный. Скорость развития трещины в конце процесса может быть в десятки миллионов раз больше, чем на начальном этапе [2].

Трещины являются концентраторами напряжений. Наибольшая концентрация напряжений наблюдается в окрестности фронта (на стыке поверхностей полости) трещины, и именно здесь происходит локальное разрушение материала.

Большинство материалов, традиционно используемых для лобового остекления вертолётов, являются хрупкими (силикатные стёкла), однако с развитием технологий становится возможным применение более пластичных материалов (оргстекло, поликарбонат) [3]. Поэтому целесообразно рассматривать линейную механику квазихрупкого разрушения (с наличием зоны пластической деформации). Линейные размеры объёмов зоны деформации (как правило, сосредоточенной у вершины трещины, рис. 2) малы (до 20 %) по сравнению с длиной трещины.

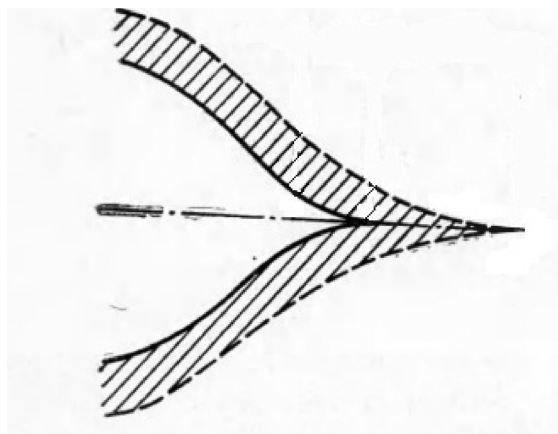


Рис. 2. Приповерхностная область пластических деформаций у вершины трещины

³ Программа стендовых дополнительных сертификационных испытаний на динамическую прочность остекления и конструкции фюзеляжа вертолёт Ми-171А (модель Ми-171А3) при столкновении с птицей № 171А3.21403.02ПМ. АО «НЦВ Миль и Камов», 2022. 21 с.

Критерии разрушения. Процесс разрушения при трещинообразовании включает в себя два этапа – зарождение трещины и её распространение. Именно на втором этапе, при достижении трещиной определённой критической длины, становится возможным разрушение лобового стекла.

Для того, чтобы трещина распространялась, нужно затратить энергию, которая равна работе (разрушения), необходимой для обеспечения целостности материала перед кромкой разреза (с учётом сил сцепления). При распространении трещины происходит снятие нагрузки с материала в прилегающих к ней областях. Это приводит к выделению упругой энергии, которая стекает в вершины трещины и расходуется там на разрушение материала.

Таким образом, на основании закона сохранения энергии (в пренебрежении другими вероятными потоками энергии) при развитии трещины на величину δS соблюдается энергетическое условие:

$$\delta \Gamma = W \delta S, \quad (1)$$

где $\delta \Gamma$ – работа разрушения, необходимая для образования новой поверхности разрыва площадью δS ; W – поток энергии в вершину трещины, отнесѐнный к единице площади трещины, или, иными словами, интенсивность освобождающейся упругой энергии.

С точки зрения теории упругости лобовое остекление вертолѐта представляет собой оболочку (в частности, лобовые стекла Ми-171А3 являются пологими оболочками), для которой характерна картина плоского напряжѐнного состояния.

Поток энергии W для плоского напряжѐнного состояния:

$$W = \frac{1}{E} K_m^2, \quad (2)$$

где E – модуль упругости материала, K_m – коэффициент интенсивности напряжений, $m = 1, 2, 3$ – индекс, указывающий на один из трёх видов плоской деформации.

Необходимо отметить, что коэффициент K_m зависит от приложенных нагрузок, геометрических размеров лобового стекла, формы контуров трещин и координат в рассматриваемой точке контура, но не зависит от расстояния от точки лобового стекла, лежащей в плоскости трещины, до контура трещины.

Трещина получает возможность распространения в том случае, когда:

1) интенсивность освобождающейся энергии W достигает критической величины W_c :

$$W_c = \frac{\delta \Gamma}{\delta S} = \text{const}; \quad (3)$$

2) Коэффициент K_m достигает критической величины: K_{mc} .

$$K_{mc} = \text{const}, \quad (4)$$

где K_{mc} – вязкость разрушения.

Вязкость разрушения для плоского напряжѐнного состояния:

$$K_{mc} = \sqrt{E W_c}. \quad (5)$$

Таким образом, энергетический критерий начала роста трещины имеет вид:

$$W = W_c. \quad (6)$$

Силовой критерий:

$$K_m = K_{mc}. \quad (7)$$

Данные критерии справедливы для идеального упругого разрушения. При квазихрупком разрушении (если линейные размеры объёмов пластической зоны составляют до 20 % длины трещины) вычисление потока упругой энергии также осуществляется только с помощью упругого (для идеального упругого разрушения, без учёта пластических деформаций) решения, однако затрата энергии на разрушение относится к работе пластической деформации.

При плоском напряжённом состоянии пластическая зона простирается вперёд по направлению роста трещины.

При вычислении коэффициента K_c для учёта пластической зоны трещины длиной $2l$ необходимо ввести пластическую поправку Ирвина. Пусть на расстоянии $r=r_y$ от конца трещины (при $\theta=0^\circ$, где θ – угол между осью Ox , расположенной по нормали к фронту трещины, и произвольно взятым объёмом элемента вблизи поверхности трещины) напряжение σ_y достигает предела текучести σ_T . Радиус пластической зоны находится из равенства:

$$\frac{K_m}{\sqrt{2\pi r_y}} = \sigma_T, \quad (8)$$

таким образом

$$r_y = \frac{K_m^2}{2\pi\sigma_T^2}, \quad (9)$$

где в критический момент $K_m = K_{mc}$ для плоского напряжённого состояния.

Для учёта пластической зоны необходимо заменить полудлину трещины l на $l+r_y$.

Размер зоны нелинейных эффектов и интенсивность пластических деформаций в ней целиком контролируются коэффициентом интенсивности напряжений K_m , пределом текучести σ_T и коэффициентом упрочнения K_I , а поле напряжений вокруг пластической области описывается асимптотическими формулами, полученными с помощью взаимного наложения напряжений частных видов плоской и антиплоской деформаций [2]. Следовательно, для квазихрупкого разрушения справедливость обоих критериев разрушения сохраняется.

Равновесное состояние трещин. При рассмотрении теории трещин необходимо учитывать молекулярные силы сцепления, которые, как правило, действуют вблизи контура трещины, там, где расстояние между противоположными берегами мало, и они притягивают друг друга [4]. Распределение сил сцепления зависит от приложенных нагрузок. Однако с увеличением расстояния между противоположными берегами трещины интенсивность сил сцепления очень быстро достигает максимума (который приближается к модулю E), после чего так же быстро убывает.

Модуль сцепления является единственной характеристикой сил сцепления в теории трещинообразования:

$$Z = \int_0^d \frac{w(t)dt}{\sqrt{t}}, \quad (10)$$

где $w(t)$ – распределение сил сцепления, отличных от нуля только в концевой области $0 \leq t \leq d$; d – ширина концевой области трещины.

Влияние молекулярных сил сцепления на поля напряжений и смещений существенно только в окрестности концевой области трещин.

Для устойчивого равновесия трещины характерно следующее: медленное повышение нагрузки ведёт к квазистатическому переходу трещины от одного равновесного состояния к другому. Если равновесие неустойчиво, то при малейшем превышении равновесной нагрузки начинается быстрое развитие трещины. В ряде случаев, при отсутствии соседних устойчивых равновесных состояний, это приводит к разрушению материала.

В работе Гриффитса [5] приводятся результаты экспериментов, согласно которым разрушающее напряжение от внутреннего давления в сферических и цилиндрических сосудах, при котором трещина становится неустойчивой подвижно-равновесной, может зависеть только от модуля сцепления Z и длины трещины l .

Если пренебречь радиусом кривизны R на небольшом участке лобового стекла, то плоскую оболочку можно рассматривать как пластину. Тогда, согласно [2], критическое напряжение σ_c , при котором трещина длины $2l$ в растянутой пластине, жѐстко закреплѐнной за края, становится опасной, и критическая длина l_c , ограничивающая сверху размеры безопасных дефектов, соответственно, равны:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_c &= \sqrt{\frac{2E\gamma}{\pi l}}; \\ l_c &= \sqrt{\frac{2E\gamma}{\pi \sigma^2}} \end{aligned} \right\}, \quad (11)$$

где $\gamma = \text{const}$ – удельная работа разрушения на единицу площади новой поверхности тела.

О критических режимах полѐта вертолѐта при его столкновении с птицей. Определение нагрузок при ударе

Согласно п. 29.631 АП-29, вертолѐт после столкновения с птицей массой 1 кг на непревышаемой скорости V_{NE} или на скорости V_H (для испытаний применяется меньшая из них) должен иметь возможность безопасно продолжить полѐт или выполнить безопасную посадку.

Таким образом, наиболее критическим режимом при столкновении вертолѐта с птицей является режим горизонтального полѐта (ГП, рис. 3) со скоростью V_{NE} или V_H . Направление приложенной к лобовому остеклению нагрузки при ударе и после него в большей степени приближено к нормали, чем на других режимах.

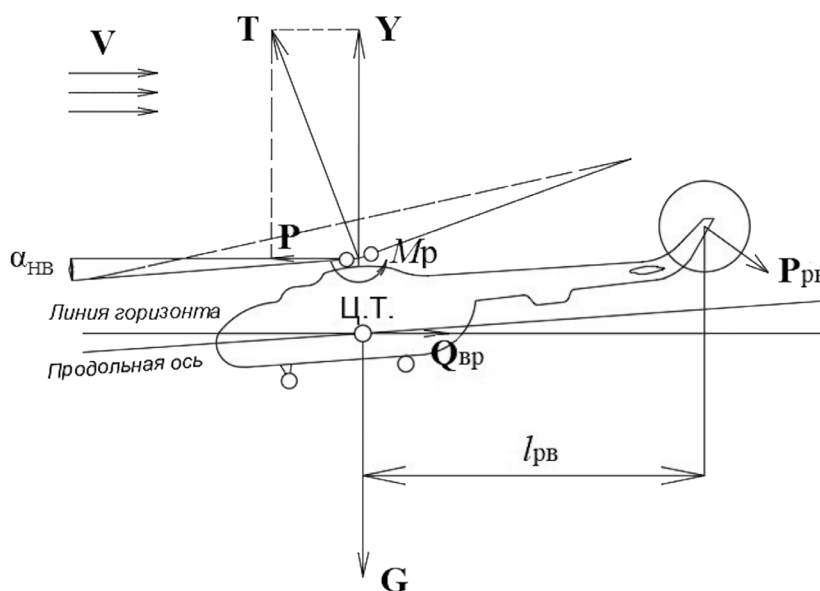


Рис. 3. Схема сил, действующих на вертолѐт на режиме горизонтального полѐта:

T – полная аэродинамическая сила несущего винта; Y – подъемная сила; P – сила тяги несущего винта; Ц.Т. – центр масс; $Q_{вр}$ – лобовое (вредное) сопротивление; M_p – реактивный момент; G – вес вертолѐта; $l_{рв}$ – расстояние от центра масс вертолѐта до центра втулки рулевого винта; $P_{рв}$ – сила тяги рулевого винта; $\alpha_{нв}$ – угол между линией горизонта и продольной осью вертолѐта

На лобовое остекление вертолѐта после его столкновения с птицей при продолжении полѐта на режиме ГП действуют нагрузки от массовых сил, аэродинамические и инерционные нагрузки, а также циклические нагрузки, связанные с колебаниями конструкции.

Аэродинамическая нагрузка включает в себя следующие составляющие:

1. Скоростной напор воздуха:

$$|q_a| = c_x \frac{\rho V^2}{2}, \quad (12)$$

где c_x – коэффициент лобового сопротивления; ρ – плотность воздуха [кг/м³]; V – скорость воздушного потока [м/с].

2. Нагрузку (давление) на ометаемую несущим винтом (НВ) часть конструкции вертолѐта, создаваемую потоком воздуха, отбрасываемым НВ:

$$|p| = \frac{|G|}{F_{\text{омет}}} = \frac{mgk}{F_{\text{омет}}}, \quad (13)$$

где m – масса вертолѐта [кг]; k – коэффициент максимальной взлѐтной массы; $F_{\text{омет}}$ – площадь, ометаемая НВ [м²], g – ускорение свободного падения, [м/с²], G – вес вертолѐта [кгс].

Суммарная распределѐнная нагрузка, действующая на лобовое остекление (с учѐтом нормальных к лобовому стеклу составляющих вышеуказанных нагрузок и угла α между плоскостью лобового остекления и вертикальной плоскостью (рис. 4):

$$q = q_a \cos \alpha + p \sin(\alpha - \alpha_{\text{НВ}}). \quad (14)$$

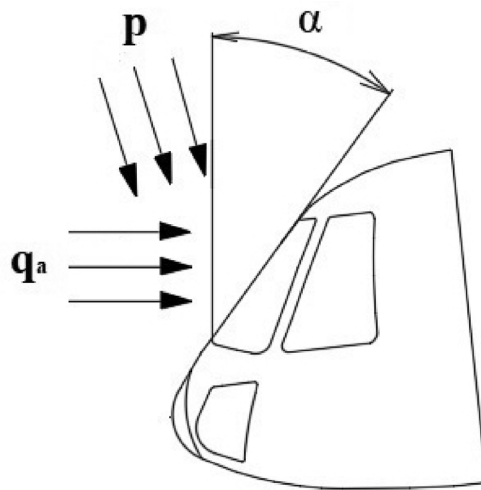


Рис. 4. Направления действующих нагрузок по отношению к лобовому остеклению вертолѐта

Факторы, оказывающие влияние на распространение трещины

На распространение трещины в лобовом остеклении вертолѐта при выполнении полѐта оказывают влияние следующие факторы (1)–(14):

1) свойства материала остекления:

1- *химический состав* – химические связи между элементами материала обуславливают его прочность;

2- *структура*:

- однородность – материал, обладающий более однородной микроструктурой, как правило, более устойчив к распространению трещин;

- аморфность стѐкол – способствует перемещению атомов в материале⁴;

⁴ Скорость распространения трещины в стекле: факторы и влияние [Электронный ресурс]. <https://protank.su/skorost-rasprostraneniya-treshhiny-v-stekle-factory-i-vliyanie/> (дата обращения 29.07.2024).

- величина зерна⁵:

а) оказывает влияние на длину скольжения (т. е. на протяжённость дислокаций, которые образуются в одном зерне); эти скопления создают концентрацию напряжений;

б) крупные частицы хрупкой фазы, выделяющиеся по границам зёрен, могут являться центрами зарождения трещин, что способствует образованию хрупких трещин в соседних зёрнах или хрупкому разрушению по границам зёрен;

в) вследствие выделения по границам зёрен избыточных фаз образуются обеднённые приграничные зоны; зоны не обладают достаточной прочностью, в них, за счёт низкоэнергетического сдвига, происходит межзёренное разрушение;

- плотность материала – чем выше плотность, тем больше усилий требуется для передвижения атомов при воздействии механических напряжений (см. сноску 4).

3- *прочностные свойства материала* – вязкость η , модуль упругости E , коэффициент Пуассона ν , предел текучести σ_T , коэффициент упрочнения K_V [2];

2) наличие дефектов/включений в структуре материала – они являются концентраторами напряжений и способствуют расширению трещины;

3) механическое напряжение остекления – приводит к появлению областей с повышенной концентрацией дефектов и неровностей, усиливая процессы диффузии и деформации внутри материала (см. сноску 4);

4) геометрические параметры конструкции (размеры и их соотношения) – в тонком стекле (с толщиной не более нескольких миллиметров) трещины получают возможность распространяться с относительно большой скоростью по всей поверхности стекла вследствие того, что напряжения, возникающие при образовании трещин, подвергаются механизмам рассеивания и диссипации (см. сноску 4) [2];

5) время эксплуатации остекления до образования трещины – длительная эксплуатационная нагрузка стекла приводит к снижению прочности и вязкости разрушения материала, из-за чего скорость роста трещины, при её наличии, значительно возрастает [6];

6) условия нагружения (воздействие статических, аэродинамических, инерционных, циклических нагрузок, вызывающих растяжение, сжатие, изгиб остекления);

7) условия окружающей среды:

1- *температура* – нагретый воздух способствует расширению материала (трещины, при их наличии, в таком случае распространяются с большей скоростью);

2- *влажность* – приводит к образованию газов внутри трещины, способствующих увеличению давления в ней, а вследствие испаряющейся влаги увеличиваются напряжения; взаимодействие влаги и стекла, содержащего водород, кислород и другие активные элементы, может вызвать химическое разрушение стекла⁶;

8) состав окружающей атмосферы, атмосферное давление, наличие осадков;

9) геометрические параметры трещины [2]: длина, ширина, глубина, форма контуров, структура края трещины [4];

10) наличие пластической деформации у вершины трещины, её форма, размеры (в том числе соотношение данного параметра и длины трещины) и распределение в области трещины, интенсивность деформаций в ней, эволюция этих величин в процессе роста внешней нагрузки и распространения трещины [2];

11) распределение напряжений в районе трещины, коэффициент интенсивности напряжений;

12) интенсивность сил сцепления на контуре трещины [4];

⁵ Роль границ зёрен в процессе роста трещин [Электронный ресурс]. <https://metal-archive.ru/sverhmelkoe-zerno/816-rol-granic-zeren-v-processe-rosta-treshchin.html> (дата обращения 30.07.2024).

⁶ С какой скоростью распространяется трещина в стекле [Электронный ресурс]. <https://lolilu.ru/instruktsii/s-kakoi-skorostyu-rasprostranyaetsya-treshhina-v-stekle> (дата обращения 07.08.2024).

13) граница области, в которой строится решение уравнений равновесия;

14) диффузия вещества – может возникнуть вдоль трещины в процессе её распространения, при этом появляются дополнительные напряжения, способствующие ускорению расширения трещины (см. сноску 6).

Факторы, ограничивающие безопасность полёта при наличии трещины внутреннего слоя лобового стекла вертолёта

Возможность безопасного продолжения полёта и выполнения безопасной посадки при наличии трещины внутреннего слоя лобового стекла вертолёта ограничивается из-за влияния совокупности следующих факторов:

1) трещины (стоит учитывать их количество, так как это влияет на запас прочности материала) внутреннего слоя лобового стекла являются концентраторами напряжений и, в сочетании с разрушенным внешним слоем, потерей устойчивости (как в случае с лобовым остеклением вертолёта Ми-171А3*) и под влиянием факторов, способствующих распространению трещин, создают повышенный риск разрушения стекла вертолёта в полёте и травмирования пилота осколками;

Примечание: для показанного в данной статье случая с лобовым стеклом вертолёта Ми-171А3 также справедливо следующее: вследствие потери устойчивости лобового остекления (выраженной изменением формы и жёсткости конструкции) после удара, происходит изменение собственных форм и частот колебаний данного изделия (при вибрационных нагрузках возможно появление резонанса). Прочность остекления при этом, соответственно, снижается.

2) возможное снижение (или потеря) пилотом видимости через стекло;

3) рассматриваемые в данной статье условия испытаний (масса птицы, скорость полёта вертолёта, отсутствие учёта влияния эксплуатационных нагрузок, и, как правило, использование в испытаниях нового комплекта остекления) не являются самыми критичными из возможных при эксплуатации авиационной техники. Это даёт основание предполагать, что в более сложных условиях (более значительная масса птицы и более высокая скорость вертолёта, действие эксплуатационных нагрузок, остекление с большим сроком эксплуатации) повреждения от удара птицы по остеклению будут более выраженными.

Заключение

Рассматриваемый критерий зачётности, по мнению авторов настоящей статьи, является объективным и не противоречит требованиям п. 29.631 АП-29 (согласно которому после столкновения с птицей должна быть обеспечена возможность безопасного продолжения полёта и безопасной посадки вертолёта), так как критерий обоснован соображениями обеспечения прочности стекла. Спрогнозировать форму и поведение трещины заранее невозможно, поскольку это зависит от комбинации различных факторов, что также указывает на необходимость применения к трещине внутреннего слоя лобового стекла данного критерия зачётности. Однако, в силу сложности выполнения критерия в реальных условиях, целесообразно изменить его формулировку, что позволит рассматривать не столько наличие трещины, сколько возможность её распространения вплоть до разрушения остекления. В связи с этим логично сформулировать критерий следующим образом: «отсутствие разрушения тыльного (внутреннего) слоя стекла. При наличии трещин необходимо проведение дополнительных расчётов и испытаний, показывающих, что конструкция обладает достаточным запасом прочности, чтобы выдержать возможное распространение трещины без разрушения». Проведение дополнительных испытаний комплекта лобового остекления с трещиной внутреннего слоя стекла требует воспроизведения условий, приближённых к реальным условиям полёта вертолёта (с учётом действия эксплуатационных нагрузок).

Для более объективной оценки результатов при проведения сертификационных испытаний ВС на птицестойкость на основании поручения Росавиации ФАУ «Авиарегистр России» необходимо проработать типовую методику испытаний на птицестойкость кабин экипажей гражданской вертолѐтной техники.

При непредоставлении доказательств выполнения требования по данному критерию из-за сложности проведения расчѐтов и дополнительных испытаний, с целью обеспечения безопасности полѐтов вертолѐта, изготовителю ВС рекомендуется выполнить последовательность действий: усилить конструкцию стѐкол или уменьшить V_{NE}/V_H вертолѐта; провести повторные стендовые испытания типового комплекта остекления на птицестойкость.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. ИКАО Doc 9137. Руководство по аэропортовым службам. Часть 3. Предотвращение опасного присутствия птиц и диких животных. Изд. пятое. Монреаль, ИКАО, 2020. 76 с.
2. Партон В. З. Механика разрушения: От теории к практике. Москва: Наука, 1990. 240 с.
3. Функциональные и полимерные материалы для авиационного остекления: материалы Всероссийской научно-технической конференции. Москва, 10 декабря 2021 г. Москва: НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ. 2021. 201 с. [Электронный ресурс]. URL: <https://conf.viam.ru/sites/default/files/uploads/proceedings/1439.pdf> (дата обращения 21.09.2024)
4. Баренблатт Г. И. Математическая теория равновесных трещин, образующихся при хрупком разрушении // Прикладная механика и техническая физика. 1961. № 4. С. 3–56.
5. Griffith A. A. The Phenomena of Rupture and Flow in Solids, *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series A, Containing Papers of a Mathematical or Physical Character*, 1921, vol. 221, pp. 163–198. <https://doi.org/10.1098/rsta.1921.0006>
6. Скальский В. Р., Буйло С. И., Станкевич Е. М. Критерий оценки хрупкого разрушения стекла по сигналам акустической эмиссии [Электронный ресурс]. URL: <https://naukarus.com/kriteriy-otsenki-hrupkogo-razrusheniya-stekla-po-signalam-akusticheskoy-emissii> (дата обращения 28.06.2024).

References

1. ICAO Doc 9137. Airport Services Manual. Part 3. Wildlife Hazard Management. Fifth edition, 2020, Montreal, ICAO, 68 p.
2. Parton V. Z. *Mekhanika razrusheniya: ot teorii k praktike [Mechanics of destruction: From theory to practice]*. Moscow, Nauka Publ., 1990, 240 p. (In Russ.)
3. *Funktsional`nye i polimernye materialy dlya aviatsionnogo ostekleniya*. Materials of the all-Russian scientific and technical conference, December 10, 2021, Moscow [Electronic resource], available at: <https://conf.viam.ru/sites/default/files/uploads/proceedings/1439.pdf> (accessed: 21.09.2024). (In Russ.)
4. Barenblatt G. I. Matematicheskaya teoriya ravnovesnykh treshchin, obrazuyushchikhsya pri khrupkom razrushenii. *Prikladnaya mekhanika i tekhnicheskaya fizika*. 1961, no. 4, pp. 3–56. (In Russ.)
5. Griffith A. A. The Phenomena of Rupture and Flow in Solids, *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series A, Containing Papers of a Mathematical or Physical Character*, 1921, vol. 221, pp. 163–198. <https://doi.org/10.1098/rsta.1921.0006>
6. Skalsky V. R., Builo S. I., Stankevich E. M. *Kriterij otsenki khrupkogo razrusheniya stekla po signalam akusticheskoy ehmissii* [Electronic resource], available at: <https://naukarus.com/kriteriy-otsenki-hrupkogo-razrusheniya-stekla-po-signalam-akusticheskoy-emissii> (accessed: 28.06.2024). (In Russ.)

Информация об авторах

Сидоренко Владимир Анатольевич, начальник отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, 117asc@gosniiga.ru

Белобусова Марина Сергеевна, ведущий инженер, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, Belobusova_MS@gosniiga.ru

Authors information

Sidorenko Vladimir A., Head of the Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, 117asc@gosniiga.ru

Belobusova Marina S., Lead Engineer, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, Belobusova_MS@gosniiga.ru

Статья поступила в редакцию 02.04.2024; одобрена после рецензирования 23.09.2024; принята к публикации 01.10.2024.

The article was submitted 02.04.2024; approved after reviewing 23.09.2024; accepted for publication 01.10.2024.

Научная статья
УДК 629.735.016

МОНИТОРИНГ ИЗМЕНЕНИЯ ЛЁТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЁТОВ БОИНГ 737-700

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

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

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

Аннотация. В статье изложены методики оценки изменений фактических характеристик набора высоты и расхода топлива в крейсерском полёте самолёта Боинг 737-700 относительно представленных в эксплуатационной документации (ЭД) по данным типовых рейсовых полётов. Предложенные авторами методики позволяют оценить характеристики каждого экземпляра воздушного судна (ВС) в эксплуатации по данным средств объективного контроля (СОК). Подобные алгоритмы для получения фактора деградации приведены также и в документах Разработчика, но в настоящее время это программное обеспечение отечественным авиакомпаниям недоступно. К тому же фактор деградации характеризует только ухудшение топливных характеристик самолёта. Для отслеживания изменения тяговооружённости двигателей и оценки работы автоматики регулирования параметров двигателей по высоте к оценке часовых расходов топлива в крейсерском полёте авторы добавили методику оценки характеристик набора высоты. Предложенные алгоритмы в дальнейшем могут быть внедрены в программы постоянного мониторинга лётных характеристик, которые по данным рейсовых полётов позволят отслеживать изменения, происходящие как с планером Боинг 737-700, так и с его двигателями в процессе увеличения наработки, что в свою очередь позволит дифференцированно подходить к эксплуатации каждого экземпляра. В условиях введения санкций и разрыва отношений с Разработчиком Боинг 737-700 применение независимых методик мониторинга характеристик и оценки их изменения относительно расчётных, заложенных в ЭД, будет способствовать сохранению приемлемого уровня лётной годности и безопасности полётов Боинг 737-700.

Ключевые слова: воздушный транспорт, воздушное судно, лётные характеристики, эксплуатация авиационной техники, лётная годность, безопасность полётов

Для цитирования: Масленникова Г. Е., Дмитриева С. В., Тажетдинов Р. Р. Мониторинг изменения лётных характеристик при эксплуатации самолётов Боинг 737-700 // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 47. С. 43–50.

MONITORING CHANGES IN THE FLIGHT CHARACTERISTICS AIRCRAFT IN OPERATION OF BOEING 737-700

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

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

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

Abstract. The article describes methods for assessing changes in the actual characteristics of climb and fuel consumption in a Boeing 737-700 cruising flight relative to those given in the operational documentation according to standard flight data. The proposed methods make it possible to evaluate the characteristics of each instance of an aircraft in operation according to the data of the means of objective control. Similar algorithms for obtaining the degradation factor are also provided in the Developer's documents, but currently this software is not available to Russian airlines. In addition, the degradation factor characterizes only the deterioration of the fuel characteristics of the aircraft, and in order to track changes in the thrust-to-weight ratio of the engines and evaluate the operation of the automatic control of engine parameters in climb, the authors propose to add an assessment of the climb characteristics to the assessment of hourly fuel consumption in a cruising flight. The proposed algorithms can later be implemented into programs for continuous monitoring of flight characteristics, which, according to flight data, will allow tracking changes occurring both with the airframe and with Boeing 737-700 engines in the process of increasing operating time, which in turn will allow a differentiated approach to the operation of each instance. In the context of the imposition of sanctions and the severance of relations with the Developer of the Boeing 737-700, the availability of monitoring of characteristics and assessment of their changes relative to the calculated ones included in the operational documentation will contribute to maintaining an acceptable level of airworthiness and flight safety. Similar techniques can be developed for any type of foreign-made aircraft according to its operational documentation.

Keywords: air transport, aircraft, flight performance, degradation factor, aircraft operation, airworthiness, flight safety

For citation: Maslennikova G. E., Dmitrieva S. V., Tazhetdinov R. R. Monitoring changes in the flight characteristics aircraft in operation of Boeing 737-700. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no. 47, pp. 43–50. (In Russ.)

Введение

Лётная годность и безопасность полётов при эксплуатации авиационной техники обеспечиваются двумя основными процедурами сертификации гражданских ВС: 1) типа; 2) экземпляра. Цель сертификации типа ВС состоит в оценке его соответствия принятым нормам лётной годности, экземпляра ВС – в подтверждении соответствия каждого конкретного экземпляра ВС характеристикам сертифицированного образца типа. Обе процедуры имеют перечень сертификационных требований. Для процедуры сертификации типа эти требования содержатся в нормах лётной годности [1–3]. Перечень требований, предъявляемых к ВС при процедуре сертификации экземпляра, содержится в Федеральных авиационных правилах¹.

В частности, в Приложении 2 к указанным ФАП-519 содержится требование о том, что лётные характеристики ВС по данным СОК должны соответствовать характеристикам, указанным в руководствах по лётной эксплуатации (РЛЭ) ВС. Это требование обосновано необходимостью отслеживать процессы деградации планера и двигателей ВС, которые возникают (проявляются) при длительной эксплуатации в широком спектре внешних условий, включая состояние аэродромов, качество топливно-смазочных материалов, уровень технического обслуживания и подготовки лётного состава [4, 5]. Следствием процессов деградации может быть как увеличение расходов топлива, так и изменение других параметров, связанных с тяговооружённостью, работой систем управления и гидравлической системы [6].

По большей части фактор деградации – это показатель, который характеризует ухудшение топливных характеристик самолёта. Однако для отслеживания изменения тяговооружённости двигателей авторами предлагается добавить к оценке часовых расходов топлива в крейсерском

¹ «Требования к лётной годности гражданских воздушных судов...», внедрённые приказом Минтранса от 27.11.2020 № 519 (ФАП-519).

полёте оценку характеристик набора высоты, а именно времени набора высоты и расхода топлива в наборе.

Большая часть перечисленных характеристик сертифицированного образца представлена в РЛЭ или Aircraft Flight Manual (AFM) для ВС иностранного производства.

ГосНИИ ГА имеет большой опыт в части сопоставления лётных характеристик экземпляров ВС с данными РЛЭ для ВС отечественного производства таких типов как Ту-154, Ту-204, Ан-24, Ан-26, Ил-96-300, RRJ-95 [7]. Массивы полученных с начала 2000-х годов и по настоящее время оценок используются как для выявления направлений изменения характеристик каждого из перечисленных типов, так и анализа причин этих изменений и разработки рекомендаций по поддержанию лётной годности. В частности, для самолётов Ту-154 удалось устранить причины, приводящие к нарушению параметров поперечной балансировки, для Ту-204 – установить причины увеличения расхода топлива, для Ан-24 и Ан-26 – причины уменьшения тяговооружённости при наборе высоты и крейсерских скоростей полёта.

Оценки характеристик экземпляров ВС выполняются по данным штатных СОК в типовых рейсовых полётах и сравниваются с РЛЭ на основе относительных показателей вида:

$$\bar{A} = \frac{A_{\text{факт}} - A_{\text{РЛЭ}}}{A_{\text{РЛЭ}}} \cdot 100 \%,$$

где $\bar{A}$ – относительный показатель оценивания; $A_{\text{факт}}$ – фактическое значение характеристики, рассчитанное по данным СОК; $A_{\text{РЛЭ}}$ – значение характеристики по данным РЛЭ в тех же условиях, в которых получено фактическое значение.

При переводе эксплуатирующихся ВС иностранного производства в отечественный государственный реестр предполагалось применить для них процедуры поддержания лётной годности, которые доказали свою эффективность использования для отечественных ВС. Подобные алгоритмы получения относительных оценок основных лётных характеристик (фактора деградации) приведены также и в документах Разработчика [8, 9], но в настоящее время это программное обеспечение отечественным авиакомпаниям недоступно.

С этой целью авторами предложены методики оценки характеристик крейсерского полёта и набора высоты Боинг 737-700 в сравнении с данными AFM, на основе которых можно разработать специальное программное обеспечение, позволяющее в автоматическом режиме по данным рейсовых полётов получать оценки основных лётных характеристик данного типа ВС.

Исходные данные для расчёта

Исходные данные для расчёта как характеристик набора высоты, так и характеристик крейсерского полёта, определяются по массиву данных СОК:

$M_{\text{взл}}$ – взлётная масса самолёта, [т];

H_i – массив значений высоты полёта в выбранных сечениях времени, [км];

M_i – массив значений числа Маха;

$T_{\text{ТАТ}}$ – массив значений температуры наружного воздуха, [°C];

$Q1_i, Q2_i$ – массивы мгновенного расхода топлива 1-го и 2-го двигателей соответственно, [кг/ч];

$q_{\text{сам}}$ – массив значений суммарного мгновенного расхода топлива обоих двигателей, [кг/ч];

$M_{\text{пол}}$ – массив значений полётной массы в крейсерском полёте, [т];

t_i – массив значений времени набора высоты с шагом от 20 до 60 с, [мин.];

$i = 1 \dots N$ – номер точки траектории набора высоты или крейсерского полёта в зависимости от рассчитываемой характеристики.

Анализ температурных условий при выполнении рейсового полёта

Температура наружного воздуха, регистрируемая СОК Боинг 737-700, является температурой заторможенного потока (TAT). Для оценки отличия фактической температуры от условий СА (стандартной атмосферы) её необходимо перевести в статическую (SAT), с учётом адиабатического сжатия заторможенного потока.

Для перевода температуры к условиям СА используется формула, зависящая от числа Маха (M) и регистрируемой температуры (T_{TAT}):

$$T_{SATi} = \frac{T_{TATi} + 273,15}{(1 + 0,2M_i^2)} - 273,15;$$

разница ΔT_i температур наружного воздуха и СА (в °C) рассчитывается следующим образом:

$$\Delta T_i = T_{SATi} - T_{CAi};$$

$$T_{CAi} = \begin{cases} 15 - 6,5H_i & \text{если } H_i < 11; \\ -56,5 & \text{если } H_i \geq 11. \end{cases}$$

Методика расчёта характеристик набора высоты Боинг 737-700

Для расчёта характеристик набора высоты, а именно времени набора высоты и расхода топлива в наборе, в эксплуатационной документации Боинг 737-700² [10] представлены таблицы для различных отличий температуры наружного воздуха от СА ΔT : 0 °C, 10 °C, 15 °C, 20 °C. Если отличие температуры наружного воздуха меньше 0 °C, то характеристики принимаются соответствующими для 0 °C.

Порядок расчёта:

- для каждого участка набора с высоты H_i до высоты H_{i+1} вычисляется среднее отличие температуры наружного воздуха от стандартной:

$$\Delta T_{срi} = \frac{\Delta T_i + \Delta T_{i+1}}{2};$$

- для каждого значения высоты H_i при фактическом отличии температуры наружного воздуха от СА $\Delta T_{срi}$ по данным таблиц FPPM, используя метод линейной интерполяции, определяем типовое время набора при фактической взлётной массе $t_{типi}(H_i, M_{взл})$;

- рассчитывается время, затраченное на участок набора с высоты H_i до высоты H_{i+1} :

$$\Delta t_{типi} = t_{типi+1}(H_{i+1}, M_{взл}) - t_{типi}(H_i, M_{взл});$$

- типовое время всего этапа набора высоты определяется путём суммирования полученных значений времени набора отдельных участков:

$$t_{тип.набN} = \sum_{i=1}^{N-1} \Delta t_{типi}.$$

Аналогично вычисляется типовое значение массы топлива, потребного для выполнения набора:

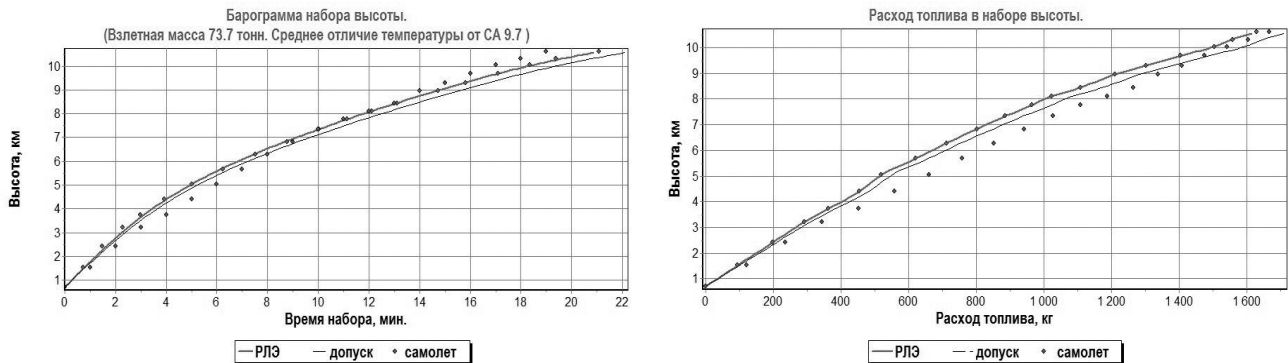
$$m_{топ.тип.набN} = \sum_{i=1}^{N-1} \Delta m_{топ.типi}.$$

² Flight Planning and Performance Manual (FPPM) 3.2.2–3.2.5.

По полученным данным строятся барограмма и график расхода топлива в наборе высоты для типового самолёта. На тот же график в каждом сечении t_i наносятся фактические значения высоты H_i и расхода топлива, определяемого по формуле:

$$m_{\text{топ.факт}i} = \sum_{j=1}^i \frac{(q_{\text{сам}j} + q_{\text{сам}j+1})}{2} \frac{(t_{j+1} - t_j)}{60}.$$

Примеры построенной барограммы набора высоты и графика расхода топлива приведены на рисунке.



Примеры барограммы набора высоты и графика расхода топлива, построенных по вышеописанной методике

Определение отличия характеристик набора высоты экземпляра самолёта (времени $t_{\text{сам}N}$ и расхода топлива $m_{\text{топ.факт}N}$) от типовых:

$$\Delta t_{\text{наб}} = t_{\text{сам}N} - t_{\text{тип.наб}N};$$

$$\Delta m_{\text{топ.наб}} = m_{\text{топ.факт}N} - m_{\text{топ.тип.наб}N}.$$

Контроль соответствия характеристик экземпляра типовым осуществляется по относительным величинам оценок, определяемым как:

$$\bar{t}_{\text{наб}} = \frac{\Delta t_{\text{наб}}}{t_{\text{тип.наб}N}} \cdot 100 \%;$$

$$\bar{m}_{\text{топ}} = \frac{\Delta m_{\text{топ.наб}}}{m_{\text{топ.тип.наб}N}} \cdot 100 \%.$$

Методика расчёта характеристик крейсерского полёта Боинг 737-700

Для расчёта характеристик крейсерского полёта, а именно часового расхода топлива в крейсерском полёте, в эксплуатационной документации Боинг 737-700³ представлены таблицы для различных высот крейсерского полёта и полётных масс для двух режимов: режима максимальной дальности (LRC – Long Range Cruise) и режима полёта с постоянным числом Маха (0,79). Под каждой таблицей указана поправка для часового расхода топлива в зависимости от отличия температуры наружного воздуха от СА.

Если фактический режим крейсерского полёта отличается по числу Маха от режима LRC и режима $M=0,79$, то расход топлива вычисляется, исходя из фактического числа Маха путём

³ Flight Planning and Performance Manual 3.2.8–3.2.15.

линейной интерполяции между двумя режимами, представленными в эксплуатационной документации.

Для каждой выбранной точки крейсерского полёта, используя метод линейной интерполяции, определяем мгновенный расход топлива одного двигателя для фактических значений полётной массы и высоты полёта $Q_{\text{тип.таб}i}$. В соответствии со сносками под таблицами FPPM рассчитываем мгновенный расход с учётом отличия температуры наружного воздуха от СА:

$$Q_{\text{тип}i} = Q_{\text{тип.таб}i} (1 + 0,03(\Delta T_i / 10)).$$

В соответствии с п. 2.1.1 FPPM при включении противообледенительной системы (ПОС) двигателей часовой расход топлива повышается на 45 кг/ч, а при включении ПОС двигателей и крыла – на 135 кг/ч.

Определение отличия часового расхода топлива от типового для каждого двигателя экземпляра самолёта:

$$\begin{aligned}\Delta Q1_i &= Q1_i - Q_{\text{тип}i}; \\ \Delta Q2_i &= Q2_i - Q_{\text{тип}i}.\end{aligned}$$

Контроль соответствия характеристик экземпляра типовым осуществляется по относительным величинам оценок:

$$\overline{\Delta Q1} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \frac{\Delta Q1_i}{Q_{\text{тип}i}} \cdot 100 \%;$$

$$\overline{\Delta Q2} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \frac{\Delta Q2_i}{Q_{\text{тип}i}} \cdot 100 \%;$$

Аналогичным образом по данным, представленным в таблицах FPPM, определяются типовые обороты компрессора низкого давления (N1) и сравниваются с фактическими с целью анализа и контроля одного из основных параметров двигателя [9].

Заключение

В отличие от разработанных ранее методик оценки процессов деградации экземпляра ВС, авторами предлагается к оценке расходов топлива добавить оценку характеристик набора высоты. Данная оценка позволит проанализировать работу автоматики, которая влияет на изменение тяговооружённости двигателей при изменении высоты полёта.

Формирование базы данных относительных оценок расходов топлива и характеристик набора высоты по данным всех рейсовых полётов позволит отслеживать изменения характеристик типа Боинг 737-700, а также индивидуальные особенности экземпляра ВС в процессе эксплуатации без дополнительных финансовых затрат. Дальнейшая автоматизация процесса сбора информации даст возможность получать эти данные практически без увеличения трудоёмкости обработки. Наличие актуальных и объективных данных об изменениях расхода топлива и тяговооружённости двигателей по высоте позволит решить ряд дополнительных задач, связанных с повышением экономичности и безопасности эксплуатации ВС.

Аналогично вышеприведённым методикам оценки характеристик набора высоты и крейсерского полёта Боинг 737-700 возможно разработать методики для остальных типов ВС иностранного производства с использованием соответствующей эксплуатационной документации. Таким образом, появится возможность отслеживать изменения характеристик всего парка ВС иностранного производства, эксплуатирующегося на территории нашей страны.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Федеральные авиационные правила. Сертификация авиационной техники, организаций разработчиков и изготовителей. Часть 21. 2019. 84 с.
2. Авиационные правила. Часть 23. Нормы лётной годности гражданских лёгких самолётов. МАК, 2014. 70 с.
3. Авиационные правила. Часть 25. Нормы лётной годности самолётов транспортной категории. 5-е издание. МАК, 2015. 80 р.
4. Арепьев К. А., Николас А. В., Масленникова Г. Е. Мониторинг лётных характеристик – решаемые задачи и перспективы использования // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2011. № 1. С. 28–34.
5. Krajcek K., Nikolic D. and Domitrovic A. Aircraft performance monitoring from flight data, *Tehnicki vjesnik – Technical Gazette*, 2015, 22(5), pp. 1337–1344.
6. Масленникова Г. Е., Арепьев К. А., Тажетдинов Р. Р., Никонов В. В., Спрысков В. Б. Исследование причин изменения характеристик набора высоты самолётов Ил-96-300 // Изв. вузов. Авиационная техника. 2019. № 1. С. 140–144.
7. Масленникова Г. Е., Дмитриева С. В., Тажетдинов Р. Р. Исследование изменений расходов топлива самолётов отечественной и зарубежной разработки в эксплуатации // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2021. № 35. С. 17–27.
8. Boeing Performance Software (BPS) Airplane Performance Monitoring. Flight Operation Engineering, 2006, 203 p.
9. Getting to grips with aircraft performance monitoring. Airbus Customer Services, Flight Operations Support and Line Assistance, 2002, 241 p.
10. Flight Planning and Performance Manual Boeing 737-700. Flight operations engineering, Boeing commercial airplane group, 2010, 308 p.

References

1. Federal'nye aviatsionnye pravila. Sertifikatsiya aviatsionnoj tekhniki, organizatsij razrabotchikov i izgotovitelej. Part 21. 2019, 84 p. (In Russ.)
2. Aviatsionnye pravila. Part 23. Normy lyotnoj godnosti grazhdanskikh legkikh samolyotov. MAK Publ., 2014, 70 p. (In Russ.)
3. Aviatsionnye pravila. Part 25. Normy lyotnoj godnosti samolyotov transportnoj kategorii. 5th ed. MAK Publ., 2015, 80 p. (In Russ.)
4. Arepev K. A., Maslennikova G. E., Nikolas A. V. Flight performance monitoring – the problem and prospects. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2011, no. 1, pp. 28–34. (In Russ.)
5. Krajcek K., Nikolic D. and Domitrovic A. Aircraft performance monitoring from flight data. *Tehnicki vjesnik – Technical Gazette*, 2015, 22(5), pp. 1337–1344.
6. Maslennikova G. E., Arep'ev K. A., Tazhetdinov R. R., Nikonov V. V., Spryskov V. B. Changes in the Cruise Climb Performance of Il-96-300 Aircraft. *Russian Aeronautics*, 2019, no. 1, pp. 140–144.
7. Maslennikova G. E., Dmitrieva S. V., Tazhetdinov R. R. Research of changes of fuel consumption of domestic and foreign aircraft in operation. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2021, no. 35, pp. 17–27. (In Russ.)
8. Boeing Performance Software (BPS) Airplane Performance Monitoring. Flight Operation Engineering, 2006, 203 p.

9. Getting to grips with aircraft performance monitoring. Airbus Customer Services, Flight Operation Support and Line Assistance, 2002, 241 p.

10. Flight Planning and Performance Manual Boeing 737-700. Flight operations engineering, Boeing commercial airplane group, 2010, 308 p.

Информация об авторах

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

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

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

Authors information

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

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

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

Статья поступила в редакцию 15.05.2024; одобрена после рецензирования 09.08.2024; принята к публикации 16.08.2024.

The article was submitted 15.05.2024; approved after reviewing 09.08.2024; accepted for publication 16.08.2024.

Научная статья
УДК 543.42:662.75.018

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ СПЕКТРОСКОПИЧЕСКОЙ ЭЛЛИПСОМЕТРИИ ПРИ ОЦЕНКЕ ТЕРМООКИСЛИТЕЛЬНОЙ СТАБИЛЬНОСТИ ТОПЛИВ ДЛЯ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

А. Н. ПРИВАЛЕНКО¹, О. Б. АЗЖЕУРОВА¹, С. В. ДУНАЕВ², А. В. ИСАЕВ², А. В. ЛЕСИН²

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

² Институт нефтехимического синтеза им. А. В. Топчиева Российской академии наук, Москва, Россия

Аннотация. Прямогонная и гидроочищенная фракции топлива для реактивных двигателей марки ТС-1 были испытаны по методике оценки термоокислительной стабильности жидких углеводородных топлив в динамических условиях на установке ТДУ по СТО 02699518-12-2024 с определением регламентированных методикой показателей. В дальнейшем оценочная трубка установки ТДУ с высокотемпературными отложениями на её поверхности была исследована с помощью спектроскопической эллипсометрии, позволившей определить толщину слоя отложений в заданных сечениях по длине трубки. В результате обработки экспериментальных данных была установлена статистически значимая корреляция между результатами оценки количества отложений на оценочной трубке с помощью фотометрического регистратора отложений установки ТДУ и результатами определения толщины отложений на трубке с помощью эллипсометра. Полученные результаты представляют интерес как для повышения информативности оценки термоокислительной стабильности жидких углеводородных топлив, так и для разработки инженерных методик прогнозирования образования отложений в топливных системах авиационных газотурбинных двигателей (ГТД).

Ключевые слова: эксплуатация авиационной техники, топливо для реактивных двигателей, квалификационные методы, термоокислительная стабильность, продукты термоокисления топлив, высокотемпературные отложения, фотометрия, спектроскопическая эллипсометрия

Для цитирования: Приваленко А. Н., Азжеурова О. Б., Дунаев С. В., Исаев А. В., Лесин А. В. Исследование возможности применения спектроскопической эллипсометрии при оценке термоокислительной стабильности топлив для реактивных двигателей // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 47. С. 51–62.

INVESTIGATION OF THE POSSIBILITY OF USING SPECTROSCOPIC ELLIPSOMETRY IN ASSESSING THE THERMAL-OXIDATIVE STABILITY OF JET ENGINE FUELS

A. N. PRIVALENKO¹, O. B. AZZHEUROVA¹, S. V. DUNAIEV², A. V. ISAEV², A. V. LESIN²

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

² A. V. Topchiev Institute of Petrochemical Synthesis Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia

Abstract. The straight-run and hydrotreated fractions of jet fuel of the TS-1 brand were tested according to the method of assessing the thermal-oxidative stability of liquid hydrocarbon fuels under dynamic conditions

on the TDU unit according to STO 02699518-12-2024 with the determination of the parameters regulated by the method. Subsequently, the evaluation tube of the TDU unit with high-temperature deposits on its surface was examined using spectroscopic ellipsometry, which made it possible to determine the thickness of the deposit layer in the specified sections along the tube. As a result of processing the experimental data, a statistically significant correlation was established between the results of assessing the amount of deposits on the evaluation tube using the photometric deposit recorder of the TDU unit and the results of determining the thickness of the deposits on the tube using an ellipsometer. The obtained results are of interest both for increasing the information content of assessing the thermal-oxidative stability of liquid hydrocarbon fuels and for developing engineering methods for predicting the formation of deposits in the fuel systems of aircraft gas turbine engines.

Keywords: aviation equipment operation, jet engine fuel, qualification methods, thermal-oxidation stability, fuel thermal oxidation products, photometry, spectroscopic ellipsometry

For citation: Privalenko A. N., Azzheurova O. B., Dunaev S. V., Isaev A. V., Lesin A. V. Investigation of the possibility of using spectroscopic ellipsometry in assessing the thermal-oxidative stability of jet engine fuels. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no. 47, pp. 51–62. (In Russ.)

Введение

Первым этапом работ по допуску к применению горюче-смазочных материалов (ГСМ) в авиационной технике (АТ) являются лабораторно-стендовые испытания, которые включают в себя оценку физико-химических и эксплуатационных свойств ГСМ [1]. Испытания образца ГСМ по первому этапу проводятся в объёме нормативного документа на продукт и квалификационных методов оценки. Квалификационные испытания проводятся по программам, представляющим собой совокупность ускоренных методов оценки различных эксплуатационных свойств (ЭС) ГСМ, позволяющих комплексно определить степень их пригодности к применению в АТ.

Эти методы основываются на оценке изменений в состоянии ГСМ или узлов и деталей в условиях, моделирующих условия применения ГСМ в технике, и реализуются на узкоспециализированных лабораторных установках и моторных стендах. Специфика этих методов заключается в том, что прямое измерение значений показателей, характеризующих то или иное ЭС, не всегда возможно. В этих случаях оценку выполняют с помощью показателей, опосредованно характеризующих ЭС и измеряемых напрямую или определяемых косвенно по результатам измерения нескольких величин. Но достоверность такой оценки зависит от того, насколько адекватны модельные условия лабораторной установки или стенда реальным условиям эксплуатации АТ [2].

В статье рассмотрены результаты оценки склонности топлив для реактивных двигателей (далее – топлив) к образованию отложений на нагретых поверхностях в условиях их жидкофазного окисления в динамических условиях (в потоке) с помощью метода, традиционно применяемого при квалификационных испытаниях топлив, и определения толщины слоя отложений на этих же поверхностях методом спектроскопической эллипсометрии [3].

Постановка задачи

Развитие АТ выражается в смене её поколений и характеризуется повышением значений температуры и давления газа в камере сгорания ГТД [4], то есть его теплонапряжённости, что обуславливает увеличение температуры агрегатов топливной системы и сопровождается ростом теплового потока к топливу. Вследствие нагрева топлива в топливных системах самолётов и авиадвигателей происходит его жидкофазное термоокисление, в результате которого в топливе образуются нерастворимые соединения – осадки и высокотемпературные отложения (ВТО), приводящие к нарушениям в работе узлов и агрегатов топливной системы авиадвигателя и, как

следствие, к снижению эксплуатационной надёжности АТ. Поэтому повышение требований к термоокислительной стабильности (ТОС) топлива – одному из основных его эксплуатационных свойств, характеризующему способность топлива противостоять образованию продуктов жидкофазного термоокисления, является устойчивой тенденцией [5, 6]. Требования к показателям ТОС в динамических условиях входят во все российские и зарубежные нормативные документы на топливо, а сами показатели определяются стандартными методами, установленными ГОСТ 17751-79¹ и ГОСТ Р 52954-2013² (аналог ASTM D 3241). Сущность этих методов заключается в определении склонности топлива к образованию нерастворимых продуктов окисления под действием высоких температур в условиях его однократной прокачки по кольцевому каналу вдоль нагреваемой контрольной трубки, размещённой внутри канала, и затем через контрольный фильтр. При этом в обоих указанных этими документами методах показателями ТОС топлива служат степень потемнения поверхности контрольной трубки, обусловленная образованием плотного сплошного слоя отложений продуктов термоокисления на её поверхности, оцениваемая в баллах по цветовой шкале, а также перепад давления топлива, проходящего через контрольный фильтр, за фиксированное время, связанный с закупориванием пор фильтра взвешенными в топливе дисперсными продуктами термоокисления.

В настоящее время при проведении квалификационных испытаний топлива для количественной оценки его ТОС в динамических условиях, помимо упомянутого выше метода по ГОСТ Р 52954-2013, применяются квалификационные методы, в которых используются установки ДТС-2 (ДТС-2М) и ЦИТО-М [7]. При этом квалификационный метод оценки ТОС топлив на установке ДТС-2М, разработанный в 25 ГосНИИ химмотологии В. Г. Городецким, Н. П. Голеневым и Е. П. Серёгиным [1], является наиболее информативным по сравнению с другими методами, используемыми при проведении квалификационных испытаний топлив, поскольку он позволяет оценить как температуру начала образования отложений, так и их количество, а также количество образующегося осадка (дисперсных продуктов термоокисления топлива). Однако при этом количество отложений и их распределение по поверхности нагреваемой оценочной трубки оценивается хотя и инструментально, но всё-таки косвенно – по изменению интенсивности отражённого светового потока от поверхности трубки, обусловленному поглощением света слоем отложений.

Разработанная в Институте нефтехимического синтеза им. А. В. Топчиева Российской академии наук методика оценки ТОС жидких углеводородных топлив в динамических условиях на установке ТДУ³ по СТО 02699518-12-2024⁴ является дальнейшим развитием методики оценки на установке ДТС-2М по СТО 08151164-014-2010⁵ и позволяет, кроме показателей, оцениваемых с помощью этой установки, определять толщину слоя отложений в любой области поверхности трубки.

Сущность метода оценки ТОС реактивных топлив на установке ТДУ, подобно методу с использованием установки ДТС-2, заключается в однократной прокачке топлива через блок накопления отложений на ламинарном режиме с постоянным расходом последовательно по каналу цилиндрической формы вдоль нагреваемой оценочной трубки (длиной 600 мм и наружным диаметром 12 мм) с заданным температурным полем, контролируемым шестью термopарами,

¹ ГОСТ 17751-79. Топливо для реактивных двигателей. Метод определения термоокислительной стабильности в динамических условиях (в настоящее время является устаревшим, испытательное оборудование для него – установка ДТС-1, более 30 лет не производится. Малоинформативен ввиду низкой чувствительности в отношении современных топлив).

² ГОСТ Р 52954-2013. Нефтепродукты. Определение термоокислительной стабильности топлив для газовых турбин (для испытаний используется установка JF TOT (Alcor, США)).

³ ТДУ – аббревиатура от выражения «Термоокислительная стабильность в динамических условиях».

⁴ СТО 02699518-12-2024. Жидкие углеводородные топлива. Методика измерения показателей термоокислительной стабильности в динамических условиях на установке ТДУ.

⁵ СТО 08151164-014-2010. Метод определения термоокислительной стабильности в динамических условиях на установке ДТС-2.

расположенными на расстоянии 1 мм от поверхности трубки через $100,0 \pm 1,0$ мм друг от друга по оси трубки, и далее через контрольный фильтр. При этом значения температуры монотонно возрастают по длине трубки в направлении потока топлива от 1-й до 6-й термопары. Накопление отложений производится в течение 300 мин при давлении в гидравлической системе блока накопления отложений $0,80 \pm 0,01$ МПа, температуре в зоне горячего спая термопары № 6 (190 ± 2) °С и объёмном расходе топлива $18,0 \pm 1,0$ см³/мин. В течение времени накопления отложений с определённой периодичностью фиксируются значения температуры топлива и перепада давления на контрольном фильтре. Оценка количества ВТО по разработанной методике оценки ТОС на установке ТДУ производится фотометрическим регистратором установки и эллипсометром SE 200BM (Angstrom Sun Technologies, США).

Количество ВТО на оценочной трубке, по данным фотометрического регистратора, характеризуется показателем количества отложений (ПКО), который по физическому смыслу представляет собой отношение полученной при испытании исследуемого топлива разности интегралов поглотительной способности (степени снижения интенсивности отражённого сигнала) поверхности трубки с ВТО и чистой трубки (до накопления отложений) по её длине, к аналогичной величине, полученной при испытании эталона – цетана (н-гексадекана). При этом расстояние по оси ординат между диаграммами сканирования (рис. 1) поглотительной способности поверхности трубки до и после накопления отложений в каждой из точек её поверхности, в которых производятся измерения, очевидно, характеризует количество (толщину слоя) отложений в этой точке.

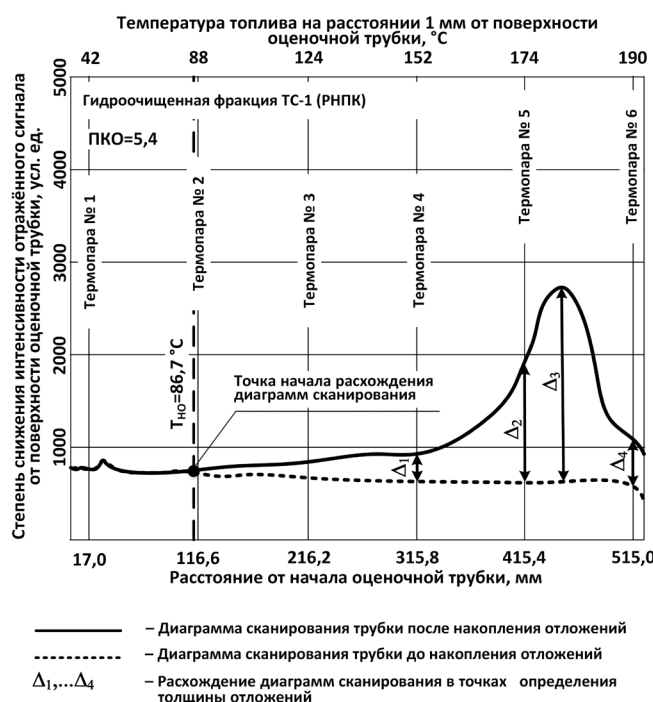


Рис. 1. Диаграммы сканирования поверхности оценочной трубки, полученные при оценке ТОС гидроочищенной фракции топлива ТС-1 на установке ТДУ (опыт № 1)

В качестве значения показателя «температура начала образования отложений» ($T_{НО}$) принимается значение температуры топлива в точке начала расхождения диаграмм сканирования, полученных до и после накопления отложений (рис. 1). Значение $T_{НО}$ при этом определяется путём линейной интерполяции средних арифметических значений температуры топлива, измеренных при проведении испытания в местах размещения соседних термопар, между которыми расположена точка расхождения диаграмм.

При выполнении настоящей работы определение толщины слоя ВТО на поверхности оценочной трубки с помощью эллипсометра производилось в нескольких её сечениях, соответствующих расположению термопар и находящихся на расстоянии $100,0 \pm 1,0$ мм друг от друга по оси трубки и расположенных правее точки начала расхождения диаграмм сканирования. Кроме того, толщина ВТО определялась также в сечении, соответствующем максимуму Δ_3 расхождения диаграмм (рис. 1).

При этом в каждом сечении оценочной трубки измерения проводили в восьми точках: в первой точке, находящейся в плоскости продольного сечения трубки, проходящего через её ось и нулевую метку на приваренном к трубке фланце, а затем ещё в семи точках, поворачивая оценочную трубку перед каждым следующим циклом измерений относительно оси трубки на 45° , не допуская её смещения в осевом направлении. При этом положение четырёх точек из восьми в каждом сечении совпадало с положением четырёх пар источник – приёмник излучения фотометрического регистратора установки ТДУ.

Задача настоящей работы заключалась в установлении взаимосвязи результатов оценки количества отложений на поверхности оценочной трубки фотометрическим регистратором и результатов измерения толщины слоя отложений методом спектроскопической эллипсометрии. Поскольку результаты оценки количества отложений и измерения толщины слоя отложений являются случайными величинами, то необходимо было выполнить:

- серию испытаний двух образцов топлива с разным уровнем ТОС по методике, регламентированной СТО 026995-18-12-2024, повторив по несколько раз полный цикл операций, включающих подготовку установки ТДУ к очередному испытанию, накопление ВТО, оценку количества отложений фотометрическим регистратором, определение толщины слоя отложений с помощью эллипсометра и подготовку оценочной трубки к очередному испытанию (снятие накопленных отложений, полировку поверхности и получение диаграммы сканирования поверхности чистой трубки);

- статистическую обработку полученных результатов оценки количества отложений фотометрическим регистратором и определения толщины слоя отложений с помощью эллипсометра.

Результаты испытаний, обработка экспериментальных данных и анализ полученных результатов

В качестве объектов исследования использовали образцы прямогонного и гидроочищенного компонентов топлива марки ТС-1 производства АО «Рязанская нефтеперерабатывающая компания». С каждым образцом топлива полный цикл операций, указанных выше, повторяли по 5 раз.

Толщину слоя отложений определяли в оптическом диапазоне при длине волны излучения (300–800) нм. Угол падения луча в экспериментах выставлялся равным 55° . Зависимость комплексного коэффициента преломления отражающей среды от длины волны аппроксимировали уравнением Коши [3].

Чтобы минимизировать ошибку, обусловленную кривизной поверхности трубки, измерения проводили при минимальном размере поперечного сечения пучка света (<1 мм). Среднее значение толщины отложений оценивали путём усреднения результатов нескольких определений в каждой из указанных выше точек поверхности оценочной трубки. Коэффициент отражения для материала трубки взят из базы данных TFProbe 3.X, рекомендованной разработчиком эллипсометра.

Результаты оценки количества отложений с помощью фотометрического регистратора установки ТДУ при испытании гидроочищенного компонента топлива ТС-1 (опыт № 1) представлены на рис. 1, а соответствующие ему результаты определения толщины отложений с помощью эллипсометра – на рис. 2. Ввиду того, что общий вид зависимостей, характеризующих количество и распределение ВТО на поверхности оценочной трубки для одного и того же топлива от опыта к опыту существенно не изменяется, а для разных топлив характер их аналогичен,

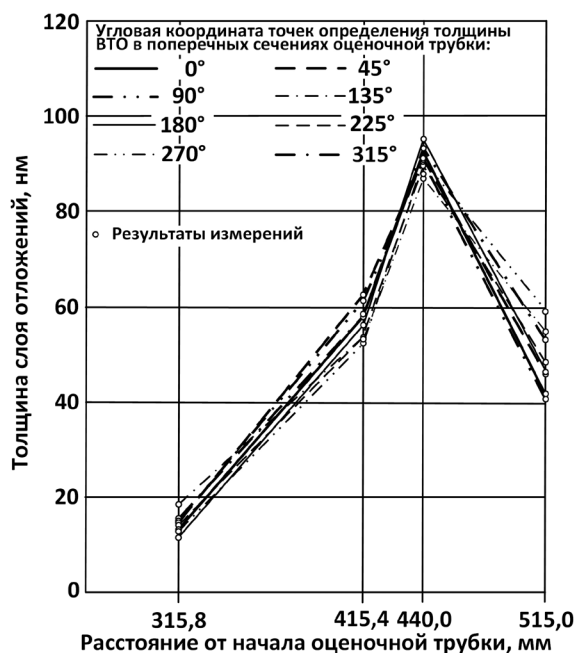


Рис. 2. Результаты определения эллипсометром SE200BM толщины отложений на поверхности оценочной трубки, полученные при оценке термоокислительной стабильности гидроочищенной фракции топлива ТС-1 на установке ТДУ (опыт № 1)

из-за ограничения объёма статьи остальные графические зависимости не приведены. Значения расхождения диаграмм сканирования оценочной трубки по данным фотометрической оценки отложений и толщины отложений по результатам спектроскопической эллипсометрии для всех опытов представлены в табл. 1 и табл. 2.

Таблица 1

Результаты оценки количества ВТО на поверхности оценочной трубки установки ТДУ с помощью фотометрического регистратора отложений и эллипсометра (для прямогонной фракции топлива ТС-1)

Номер опыта	Расхождение диаграмм по результатам фотометрии Δ , усл. ед.	Толщина отложений в точке определения по результатам эллипсометрии (среднее арифметическое по 8 точкам в каждом сечении) δ_8 , нм	Толщина отложений в точке определения по результатам эллипсометрии (среднее арифметическое по 4 точкам в каждом сечении) δ_4 , нм*
1	600	63,46	61,05
	662	63,46	63,18
	985	84,89	83,73
	1277	105,21	106,87
2	738	73,36	73,64
	646	66,08	61,79
	723	84,35	82,42
	1046	98,89	99,53
3	600	49,75	42,06
	631	49,88	49,59
	954	76,29	74,09
	1277	95,10	93,91

Окончание таблицы 1

Номер опыта	Расхождение диаграмм по результатам фотометрии Δ , усл. ед.	Толщина отложений в точке определения по результатам эллипсометрии (среднее арифметическое по 8 точкам в каждом сечении) δ_8 , нм	Толщина отложений в точке определения по результатам эллипсометрии (среднее арифметическое по 4 точкам в каждом сечении) δ_4 , нм*
4	523	39,23	39,73
	846	79,07	80,66
	2077	103,41	98,71
5	614	39,65	38,66
	957	83,94	83,67
	886	116,38	117,35
	71	8,76	7,70

* По результатам определения в точках сечений, угловые координаты которых соответствуют положению четырёх пар источник-приёмник излучения фотометрического регистратора установки ТДУ.

Таблица 2

Результаты оценки количества ВТО на поверхности оценочной трубки установки ТДУ с помощью фотометрического регистратора отложений и эллипсометра (для гидроочищенной фракции топлива ТС-1)

Номер опыта	Расхождение диаграмм по результатам фотометрии Δ , усл. ед.	Толщина отложений в точке определения по результатам эллипсометрии (среднее арифметическое по 8 точкам в каждом сечении) δ_8 , нм	Толщина отложений в точке определения по результатам эллипсометрии (среднее арифметическое по 4 точкам в каждом сечении) δ_4 , нм*
1	314	12,98	12,91
	1046	54,41	53,72
	2140	93,49	92,21
	531	43,64	46,95
2	257	13,35	11,01
	1203	54,98	55,45
	2000	82,27	81,65
	437	42,55	49,92
3	250	14,04	15,17
	1047	57,35	56,77
	2172	91,44	90,48
	578	48,80	50,63
4	219	9,76	10,05
	1063	45,80	46,69
	2219	97,74	97,25
	656	58,08	56,29
5	359	9,82	9,90
	1094	57,72	58,11
	2031	85,50	84,38
	422	61,13	61,53

* По результатам определения в точках сечений, угловые координаты которых соответствуют положению четырёх пар источник-приёмник излучения фотометрического регистратора установки ТДУ.

Эмпирические зависимости между толщиной ВТО на поверхности оценочной трубки δ по результатам эллипсометрии и расхождением Δ диаграмм, полученных с помощью регистратора отложений, искали методами регрессионного анализа, используя алгоритмы программного комплекса MathCAD [8]. При этом, учитывая характер расположения экспериментальных точек на координатной плоскости Δ , δ , задавали правую часть каждой эмпирической зависимости в виде $\Delta + \Delta^\alpha$, где $\alpha = 0,8$. Такой вид зависимостей между Δ и δ обеспечивает, в отличие от более простой линейной зависимости, равенство нулю толщины отложений при $\Delta = 0$ (для участка диаграмм сканирования левее точки, соответствующей температуре начала образования отложений), что имеет понятный физический смысл.

В результате обработки данных, представленных в табл. 1 (прямоугольный компонент топлива ТС-1), получены следующие аппроксимирующие зависимости:

1) для толщины ВТО как среднего арифметического по 8 точкам в каждом сечении оценочной трубки

$$\delta_8(\Delta) = 0,15\Delta + 0,282\Delta^{0,8}. \quad (1)$$

В графическом виде зависимость (1) представлена на рис. 3.

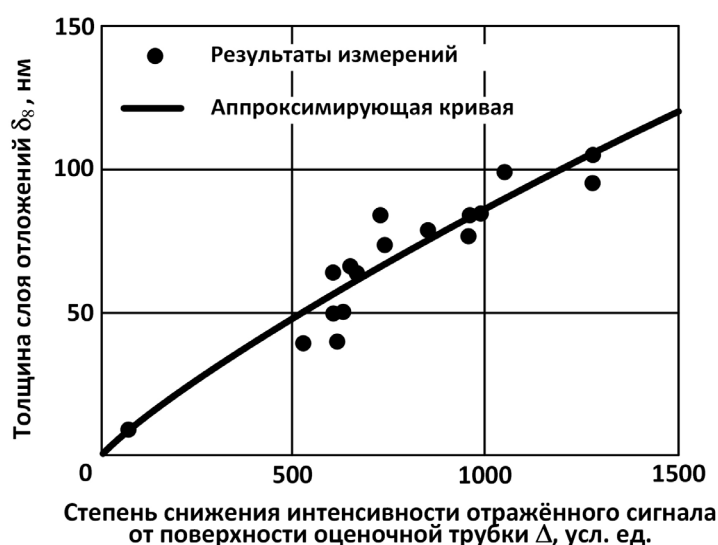


Рис. 3. Экспериментальные данные и аппроксимирующая зависимость Δ и δ_8 для прямоугольного компонента топлива ТС-1. Коэффициент корреляции $r[(\Delta^\alpha + \Delta), \delta] = 0,929$ при его критическом значении $r_{кр} = 0,482$ (для доверительной вероятности 0,95 и числа степеней свободы, равного 15)

2) для толщины ВТО как среднего арифметического по 4 точкам в каждом сечении оценочной трубки

$$\delta_4(\Delta) = 0,037\Delta + 0,192\Delta^{0,8}. \quad (2)$$

В графическом виде зависимость (2) представлена на рис. 4.

В результате обработки данных, представленных в табл. 2 (гидроочищенный компонент топлива ТС-1), получены следующие аппроксимирующие зависимости:

1) для толщины ВТО как среднего арифметического по 8 точкам в каждом сечении оценочной трубки

$$\delta_8(\Delta) = -0,034\Delta + 0,353\Delta^{0,8}. \quad (3)$$

В графическом виде зависимость (3) представлена на рис. 5.

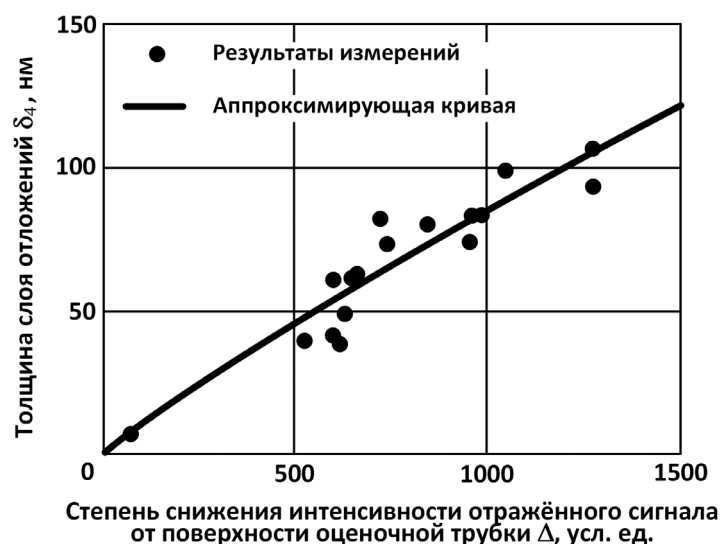


Рис. 4. Экспериментальные данные и аппроксимирующая зависимость Δ и δ_4 для прямогонного компонента топлива ТС-1. Коэффициент корреляции $r[(\Delta^a + \Delta), \delta] = 0,929$ при его критическом значении $r_{кр} = 0,482$ (для доверительной вероятности 0,95 и числа степеней свободы, равного 15)



Рис. 5. Экспериментальные данные и аппроксимирующая зависимость Δ и δ_8 для гидроочищенного компонента топлива ТС-1. Коэффициент корреляции $r[(\Delta^a + \Delta), \delta] = 0,947$ при его критическом значении $r_{кр} = 0,468$ (для доверительной вероятности 0,95 и числа степеней свободы, равного 16)

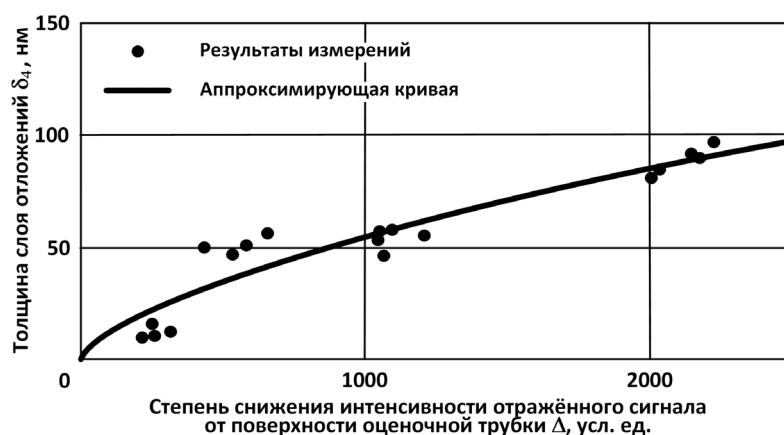


Рис. 6. Экспериментальные данные и аппроксимирующая зависимость Δ и δ_4 для гидроочищенного компонента топлива ТС-1. Коэффициент корреляции $r[(\Delta^a + \Delta), \delta] = 0,933$ при его критическом значении $r_{кр} = 0,468$ (для доверительной вероятности 0,95 и числа степеней свободы, равного 16)

2) для толщины ВТО как среднего арифметического по точкам в каждом сечении оценочной трубки

$$\delta_4(\Delta) = -0,042\Delta + 0,389\Delta^{0,8}. \quad (4)$$

В графическом виде зависимость (4) представлена на рис. 6.

Заключение

Результаты обработки первичных экспериментальных данных оценки количества ВТО, образующихся на поверхности оценочной трубки установки ТДУ, представленные на рис. 3–6 (схожий вид аппроксимирующих зависимостей в совокупности с высокими коэффициентами корреляции между толщиной ВТО и расхождением диаграмм фотометрического регистратора отложений), свидетельствуют о правильности интерпретации показателя ПКО в методе оценки ТОС углеводородных топлив по СТО 02699518-12-2024 (как и индекса термостабильности в методе ДТС-2 по СТО 08151164-014-2010).

Установленная взаимосвязь (корреляция) результатов оценки количества ВТО, образующихся на оценочной трубке при испытаниях углеводородных топлив в условиях установки ТДУ, с помощью фотометрического регистратора отложений установки и эллипсометра, свидетельствуют о принципиальной возможности дальнейшего использования установки ТДУ и эллипсометра для исследования кинетических характеристик образования ВТО при жидкофазном окислении углеводородных топлив в динамических условиях. При таких исследованиях целесообразно проводить накопление ВТО на установке ТДУ при различных значениях температуры в зоне расположения термопары № 6, объёмного расхода топлива и продолжительности процесса накопления отложений. При этом, помимо толщины слоя ВТО и распределения отложений по поверхности оценочной трубки, целесообразно также определять массу отложений, а также характеристики их состава и структуры. Полученные результаты исследований могут быть использованы при разработке инженерных методик расчёта кинетики накопления отложений на поверхностях деталей топливных систем авиационных ГТД.

Кроме того, благодаря получению картины распределения отложений на поверхности оценочной трубки, использование спектроскопической эллипсометрии обеспечивает возможность предварительного тестирования новых оценочных трубок и их нагревателей и отбраковывать некачественные трубки и нагреватели, при работе которых в составе блока накопления отложений на поверхности трубки имеются зоны локального перегрева, не позволяющие получить достоверную информацию об уровне ТОС испытуемых топлив. Тем самым обеспечивается решение вопросов повышения метрологических характеристик методики и получения достоверных результатов оценки ТОС топлив.

До внедрения представленной методики в практику авиационной деятельности потребуется проработать и решить вопросы единства проводимых измерений и их метрологического обеспечения, которые в настоящей статье не рассматривались. Для этого предложенная методика первоначально подлежит метрологической экспертизе в соответствии с методологией [9], с последующей аттестацией с применением методических подходов [10, 11], разработанных для косвенных измерений в профильных для гражданской авиации направлениях.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Гуреев А. А., Серёгин Е. П., Азев В. С. Квалификационные методы испытаний нефтяных топлив. Москва: Химия, 1984. 200 с.

2. Химмотология ракетных и реактивных топлив / под. ред. А. А. Браткова. Москва: Химия, 1987. 304 с.
3. Ржанов А. В. Эллипсометрия – метод исследования поверхности. Новосибирск: Наука, Сиб. отд-ние, 1983. 179 с.
4. Нечаев Ю. Н., Фёдоров Р. М. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч. 2. Москва: Машиностроение, 1978. 336 с.
5. Яновский Л. С., Дубовкин Н. Ф. и др. Инженерные основы авиационной химмотологии. Казань: Изд-во Казанск. ун-та, 2005. 714 с.
6. Дубовкин Н. Ф. Физико-химические и эксплуатационные свойства реактивных топлив. Москва: Химия, 1985. 240 с.
7. Исаев А. В., Никитин И. М., Попов В. П. и др. Современные методы оценки термоокислительной стабильности реактивных топлив в динамических условиях и перспективы их развития // Мир нефтепродуктов. Вестник нефтяных компаний. 2021. № 2. С. 48–51.
8. Гурский Д. А. Вычисления в MathCAD. Минск: ООО «Новое знание», 2003. 814 с.
9. Богоявленский А. А., Боков А. Е. Об опыте проведения метрологической экспертизы технической документации на авиационную технику: критерии, методология, результаты // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2016. № 14(325). С. 40–55.
10. Богоявленский А. А. Методы оценки ровности искусственных покрытий взлётно-посадочных полос аэродромов гражданской авиации // Прикладная физика и математика. 2018. № 5. С. 52–59.
11. Богоявленский А. А., Боков А. Е. Измерения температуры газов за турбиной при испытаниях авиадвигателей после ремонта // Мир измерений. 2014. № 11. С. 7–14.
<https://doi.org/10.35400/1813-8667-2014-11-7-14>

References

1. Gureev A. A., Seregin E. P., Azev V. S. *Qualification methods of testing of petroleum fuels*. Moscow, Khimiya Publ., 1984, 200 p. (In Russ.)
2. *Chemmotology of rocket and jet fuels* / edited by A. A. Bratkov. Moscow, Khimiya Publ., 1987, 304 p. (In Russ.)
3. Rzhzanov A. V. *Ellipsometry – a method of surface research*. Novosibirsk, Nauka Publ., Siberian Branch Publ., 1983, 179 p. (In Russ.)
4. Nechaev Yu. N., Fedorov R. M. *Theory of aviation gas-turbine engines. Part 2*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1978, 336 p. (In Russ.)
5. Yanovsky L. S., Dubovkin N. F. et al. *Engineering fundamentals of aviation chemmotology*. Kazan, Publishing House of Kazan University, 2005, 714 p. (In Russ.)
6. Dubovkin N. F. *Physico-chemical and operational properties of jet fuels*. Moscow, Khimiya Publ., 1985, 240 p. (In Russ.)
7. Isaev A. V., Nikitin I. M., Popov V. P. et al. Modern methods for assessing the thermal oxidative stability of jet fuels under dynamic conditions and prospects for their development. *The world of petroleum products. Bulletin of Oil Companies*, 2021, no. 2, pp. 48–51. (In Russ.)
8. Gursky D. A. *Calculations in MathCAD*. Minsk, LLC “New Knowledge”, 2003, 814 p. (In Russ.)
9. Bogoyavlensky A. A., Bokov A. E. On the experience of conducting metrological examination of technical documentation for aviation equipment: criteria, methodology, results. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2016, no. 14(325), pp. 40–55. (In Russ.)
10. Bogoyavlensky A. A. Methods for assessing the evenness of artificial runways of civil aviation airfields. *Applied Physics and Mathematics*, 2018, no. 5, pp. 52–59. (In Russ.)
11. Bogoyavlensky A. A., Bokov A. E. Measurements of the temperature of gases behind the turbine during tests of aircraft engines after repair. *The world of measurement*, 2014, no. 11, pp. 7–14. (In Russ.)
<https://doi.org/10.35400/1813-8667-2014-11-7-14>

Информация об авторах

Приваленко Алексей Николаевич, кандидат технических наук, доцент, заместитель директора центра авиатопливообеспечения и аэропортовой деятельности, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, privalenko_AN@gosniiga.ru

Азжеурова Ольга Борисовна, начальник испытательной лаборатории, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, lab.gsm@mail.ru

Дунаев Сергей Васильевич, кандидат военных наук, ведущий научный сотрудник, Институт нефтехимического синтеза им. А. В. Топчиева Российской академии наук, Москва, Россия, dunaevsv@ips.ac.ru

Исаев Александр Васильевич, доктор технических наук, ведущий научный сотрудник, Институт нефтехимического синтеза им. А. В. Топчиева Российской академии наук, Москва, Россия, a_isaev@ips.ac.ru

Лесин Анатолий Викторович, научный сотрудник, Институт нефтехимического синтеза им. А. В. Топчиева Российской академии наук, Москва, Россия, lesinav@ips.ac.ru

Authors information

Privalenko Alexey N., Candidate of Sciences (Engineering), Associate Professor, Deputy Director of the Center for Aviation Fuel Supply and Airport Activities, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, privalenko_AN@gosniiga.ru

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

Dunaev Sergey V., Candidate of Sciences (Military), Leading Researcher, A. V. Topchiev Institute of Petrochemical Synthesis Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia, dunaevsv@ips.ac.ru

Isaev Alexander V., Doctor of Sciences (Engineering), Leading Researcher, A. V. Topchiev Institute of Petrochemical Synthesis Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia, a_isaev@ips.ac.ru

Lesin Anatoly V., Research Fellow, A. V. Topchiev Institute of Petrochemical Synthesis Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia, lesinav@ips.ac.ru

Статья поступила в редакцию 01.08.2024; одобрена после рецензирования 12.09.2024; принята к публикации 19.09.2024.

The article was submitted 01.08.2024; approved after reviewing 12.09.2024; accepted for publication 19.09.2024.

Научная статья
УДК 629.7.073.6

СПОСОБЫ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ДЕЙСТВИЙ ПИЛОТОВ В ПОЛЁТЕ НА ОСНОВЕ МЕТОДОВ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ В РАСПЛЫВЧАТЫХ УСЛОВИЯХ

Г. В. КОВАЛЕНКО, И. С. МУРАВЬЕВ, И. А. ЯДРОВ

*Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации
имени Главного маршала авиации А. А. Новикова, Санкт-Петербург, Россия*

Аннотация. В настоящее время изменения в структуре деятельности человека – оператора привели к сложностям в формализации этой деятельности. В частности, для того чтобы всесторонне проанализировать порядок организации деятельности пилотов на различных этапах полёта и режимах пилотирования, применение только математического аппарата теории вероятностей становится недостаточным: целесообразно дополнительно использовать методы и модели теории многокритериального выбора при принятии решений, а также теории нечётких множеств. Математическая оценка информации, доступной пилоту, может быть представлена в виде отношения количества параметров полёта, которые необходимо определить, к количеству доступных источников информации (ИИ). Результаты проведённого авторами экспертного опроса среди 25 пилотов-инструкторов пяти различных типов воздушных судов (ВС) позволили определить диапазон, в пределах которого следует поддерживать значение этого отношения, чтобы исключить потерю или искажение смысловых функций, находящихся в распоряжении экипажа ИИ. Кроме того, в статье представлен результат применения метода принятия решений в расплывчатых условиях с целью определения максимально эффективной стратегии организации деятельности экипажа. Использование модели принятия решений в расплывчатых условиях позволило установить, что при выполнении полёта на ВС различных типов и классов, независимо от используемого уровня автоматизации, пилотам целесообразно применять следующие виды деятельности: 1) параллельно-последовательный (с повторением и без повторения отдельных элементов); 2) последовательный (с повторением отдельных элементов) способы использования ИИ. Предполагается, что применение указанных способов распределения действий в полёте позволит пилотам наиболее эффективно формировать контрольную группу параметров для обеспечения приемлемого уровня надёжности управления ВС.

Ключевые слова: эксплуатация авиационной техники, множество источников информации, расплывчатые условия, параметры полёта, функция принадлежности, стратегия выбора видов деятельности

Для цитирования: Коваленко Г. В., Муравьев И. С., Ядров И. А. Способы распределения действий пилотов в полёте на основе методов принятия решений в расплывчатых условиях // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 47. С. 63–73.

THE WAYS TO DISTRIBUTE THE ACTIONS OF PILOTS IN FLIGHT BASED ON DECISION-MAKING METHODS IN VAGUE CONDITIONS

G. V. KOVALENKO, I. S. MURAVYEV, I. A. YADROV

Saint Petersburg State University of Civil Aviation, Saint Petersburg, Russia

Abstract. The current changes in the structure of human operator activity have led to difficulties in its formalization. In particular, in order to comprehensively analyze the order of pilot activity management at different flight stages and piloting modes, the use of only the mathematical apparatus of probability theory becomes insufficient: it is advisable to additionally use methods and models of the theory of multicriteria choice in decision making, as well as the theory of fuzzy sets. Mathematically, the estimation of information available to the pilot can be represented as a ratio of the number of flight parameters to be estimated to the number of available information sources (IS). The results of the expert survey conducted by the authors allowed to determine the range within which the value of this ratio should be maintained in order to exclude loss or distortion of semantic functions of the IS available to the crew. In addition, the paper presents the result of applying the vague decision making method to determine the most effective strategy for managing the pilots' activities. The use of the model of decision-making in vague conditions made it possible to establish that when performing flight on aircraft of various types and classes, regardless of the level of automation used, it is advisable to apply: 1) parallel-sequential (with and without repetition of individual elements); and 2) sequential (with repetition of individual elements) ways of using IS. It is assumed that the application of these methods of action distribution in flight will allow pilots to form a control group of parameters in the most efficient way to ensure the required level of aircraft control reliability.

Keywords: aircraft operation, multiple sources of information, vague conditions, flight parameters, belonging function, activity selection strategy

For citation: Kovalenko G. V., Muravyev I. S., Yadrov I. A. The ways to distribute the actions of pilots in flight based on decision-making methods in vague conditions. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no. 47, pp. 63–73. (In Russ.)

Введение

Полёт ВС характеризуется параметрами состояния среды, пространственного положения ВС и аэродинамическими характеристиками, а также параметрами состояния управляющих систем и силовой установки, причём каждый из этих параметров может быть определён пилотом с помощью трёх-пяти ИИ. Здесь важно отметить, что под ИИ понимаются не только самолётные приборы, но и внекабинное пространство, сигналы от органов чувств (тактильные, мозжечковые) и т. д. На различных этапах полёта и при использовании разных режимов пилотирования пилоту необходимо формировать контрольную группу (КГ) параметров, которая позволяет наиболее надёжно (безошибочно) управлять ВС (или контролировать этот процесс). Обилие предоставляемой пилоту информации не всегда позволяет членам лётного экипажа формировать КГ параметров так, чтобы наиболее достоверно спрогнозировать как свои действия, так и работу автоматики. По этой причине возникает задача выделения пилотами среди множества ИИ оптимальной для конкретного этапа полёта и режима пилотирования КГ параметров для обеспечения надёжного выполнения полёта; при этом под режимом пилотирования понимается способ управления ВС и количество используемых при этом самолётных систем, а также степень их автоматизации.

Множество ИИ современного ВС может быть классифицировано на подгруппы, характеризующие следующие параметры полёта ВС и параметры самолётных систем:

1. Короткопериодные параметры (КП) – такие параметры полёта ВС, которые начинают изменяться практически сразу после изменения положения органов управления; как правило, ими являются параметры пространственного положения ВС.

2. Длиннопериодные параметры (ДП) – такие параметры полёта ВС, которые имеют относительную задержку в изменении своего значения после отклонения органов управления пилотом или автоматизированной системой управления; как правило, длиннопериодными параметрами являются параметры выдерживания режима полёта (поступательная скорость, вертикальная скорость, высота).

3. Алгоритмизированные параметры (АП) – такие параметры полёта ВС и его систем, которые характеризуют степень и состояние режима пилотирования (автоматизированный, директорный, ручной).

Принятие членами лётного экипажа решений в полёте, как правило, происходит в условиях неопределённости, при которых правильность того или иного решения может быть оценена лишь через длительные промежутки времени. Далее рассмотрим процесс управления ВС как проходящий совместно со случайными процессами (и) или в расплывчатых условиях.

Определение целей, ограничений и решений при формализации деятельности членов экипажей в расплывчатых условиях

Рассмотрим систему «экипаж – ВС – среда» как изменяющуюся во времени систему при эксплуатации авиационной техники, где любое её текущее состояние зависит от предыдущего. Такой системе, как и любой другой, присущи определённые состояния и входные сигналы. Пилот (экипаж), как ключевой элемент системы, имеет множество альтернатив и множество ограничений, которыми он руководствуется при принятии очередного решения.

Расплывчатость является специфическим видом неопределённости. Её главная особенность состоит в том, что в результате наблюдения конкретизируется лишь сам наблюдаемый объект, а неопределённость его принадлежности к расплывчатому множеству, известная заранее, сохраняется. Это описывается с помощью функции принадлежности. Другие особенности расплывчатых ситуаций моделируются аксиомами теории расплывчатых множеств. Суть понятия «расплывчатые условия» [1] в контексте управления ВС заключается в следующем. При переходе от одного этапа полёта (взлёт, набор высоты, выполнение манёвров) к другому, а также при смене режима пилотирования происходит смена количества ИИ и отображаемых этими источниками параметров: для принятия решения пилоту необходимо отобрать определённое подмножество ИИ, по параметрам которых возможно проконтролировать текущее состояние ВС. Успешность осуществления такого контроля характеризуется определённой долей вероятности, которая, в свою очередь, зависит от корректности выбранного пилотом подмножества ИИ. Вероятность отбора того или иного подмножества ИИ для контроля управления ВС зависит от пересечения двух множеств – предлагаемых ИИ и видов действий, которые пилот может выполнить при управлении.

Таким образом, практический смысл расплывчатости условий, в которых находится пилот, заключается в изменчивости и непредсказуемости множества факторов, влияющих на процесс принятия решений. Эти условия характеризуются динамическим изменением числа ИИ, качества предоставляемой этими источниками информации, а также необходимостью выбора наиболее релевантных из них для оценки текущего состояния ВС. Пилот должен уметь адаптироваться к этим изменениям, что требует не только технической подготовки, но и способности к быстрой и точной оценке ситуации. В результате, способность экипажа более совершенно управлять ВС в условиях расплывчатости напрямую влияет на безопасность и эффективность полёта.

Для решения задачи по определению пилотами контрольной группы пилотажных приборов среди множества доступных ИИ необходимо выявить наиболее рациональный порядок действий членов экипажа на различных этапах полёта и при различных режимах пилотирования. Пусть система «экипаж – ВС – среда» является инвариантной по времени и детерминированной системой с конечным числом состояний; пусть каждое состояние системы x_t в момент времени $t=1, 2, 3, \dots$ (здесь и далее будем рассматривать условные единицы времени, привязанные к смене режимов полёта, а не к длительности самого состояния системы [1]) составляет конечное множество возможных состояний $X=\{\alpha_1, \dots, \alpha_m\}$, т. е. возможных видов деятельности пилота. При этом каждому моменту времени t соответствует входной сигнал u_t , представляющий собой множество отношений между оцениваемыми пилотом параметрами $U=\{\sigma_1, \dots, \sigma_n\}$. Изменение системы во времени описывается уравнением состояния:

$$x_{t+1} = f(x_t, u_t), \quad t = 0, 1, 2, \dots, \quad (1)$$

где f – некоторая функция, отображающая произведение множеств $X \times U$ в X .

В соответствии с [1], если f является расплывчатой функцией, то состояния системы «экипаж – ВС – среда» являются расплывчатыми: каждое состояние такой системы в момент времени $t+1$ обуславливается x_t и u_t и является расплывчатым множеством, которое характеризуется функцией принадлежности вида $\mu(x_{t+1} | x_t, u_t)$: μ представляет собой условную функцию, где индекс $t+1$ означает, что каждое последующее состояние x_{t+1} зависит от предыдущего состояния x_t и предыдущего сигнала u_t .

Пусть состояние системы характеризуется отношениями между оцениваемыми параметрами полёта и числом ИИ, с помощью которых эти параметры определяются экипажем [2]: выбор того или иного отношения представляет собой альтернативу по корректировке управления; входными сигналами в этом случае являются *виды деятельности* пилотов – т. е. способы использования информации (далее понятия «вид деятельности» и «способ использования информации» применяются как взаимозаменяющие).

С помощью наиболее популярных подходов [3] к анализу деятельности пилотов при управлении ВС были выделены следующие основные виды этой деятельности [3–7]:

1. *Последовательное использование информации* – процесс комплексной оценки текущего состояния ВС (параметров его пространственного положения и движения) и его систем, при котором имеет место последовательное использование членами экипажа одного или нескольких ИИ для определения нескольких параметров, соответствующих каждому из источников.

2. *Параллельное использование информации* – процесс оценки состояния ВС и его систем, при котором имеет место последовательное использование членами экипажа одного или нескольких ИИ для определения одного комплексного параметра.

3. *Параллельно-последовательное использование информации* – процесс оценки состояния ВС и его систем, при котором имеет место последовательное использование членами экипажа одного или нескольких ИИ для определения как нескольких параметров, соответствующих каждому источнику, так и для определения комплексных параметров, основанных на одном и более ИИ.

Учитывая, что последовательное и параллельно-последовательное использование ИИ, доступных пилоту в полёте, осуществляется как с повторением, так и без повторения использования отдельных ИИ (так, поддержание постоянной высоты полёта требует многократно обращаться к показаниям самолётного высотомера), в результате можно выделить пять основных видов деятельности пилотов в зависимости от способа использования предоставляемой информации: 1) последовательное использование ИИ без повторения; 2) последовательное использование ИИ с повторением; 3) параллельное использование ИИ; 4) параллельно-последовательное использование ИИ без повторения; 5) параллельно-последовательное использование ИИ с повторением.

Исследование целей, ограничений и решений при формализации деятельности членов экипажей в расплывчатых условиях

Математически оценка предоставляемой пилоту информации может быть представлена в виде отношения, в числителе которого находится количество параметров, которое пилоту необходимо оценить на данном этапе полёта при заданном уровне автоматизации и конкретных условиях окружающей среды, а в знаменателе – количество доступных пилоту ИИ, с помощью которых определяются указанные параметры; при этом считается, что одному ИИ соответствует единственный считываемый с него параметр. На основе исследований [3–7], а также проведённого авторами экспертного опроса лётно-инструкторского состава ВС различных классов (манёвренные ВС, транспортные ВС и

вертолёты) и типов (различные типы ВС внутри класса) определены следующие наиболее рациональные соотношения количеств оцениваемых параметров и источников информации: $1/2=0,50$, $1/3=0,33$, $2/4=0,5$, $2/5=0,40$, $2/6=0,33$, $3/6=0,50$, $3/7=0,43$, $3/8=0,37$, $3/9=0,33$.

Для проведения экспертного опроса было отобрано 25 пилотов-экспертов, по пять для каждого из нижеперечисленных типов ВС: самолётов Су-27, Airbus A320, Boeing-737, вертолётов Ми-8АМТ, Ми-26Т. Целью экспертного опроса являлось определение пилотами наиболее рационального соотношения количества оцениваемых параметров к количеству ИИ, с помощью которых эти параметры определяются. С каждым пилотом была проведена беседа в виде интервью. Пилотам последовательно задавались вопросы: 1) какой стаж лётной и инструкторской работы они имеют; 2) имеются ли перерывы в лётной работе (все пилоты являлись инструкторами на своём типе ВС, а также не имели перерывов в лётной работе); 3) по каким из имеющихся в информационной модели полёта параметров ими оценивается состояние ВС и его систем (на этапах: набор высоты, заход на посадку, полёт по приборам при выполнении манёвров, полёт по маршруту): пилотам было необходимо назвать количество параметров и количество ИИ, по которым определяются параметры полёта. В табл. 1 приведены средние значения результатов опроса.

Таблица 1

Соотношение количества оцениваемых параметров к количеству ИИ, с помощью которых осуществляется контроль параметров

Этап полёта	Типы ВС				
	Класс манёвренных ВС	Класс транспортных ВС		Вертолёты	
	Су-27	Boeing B-737	Airbus A320	Ми-8АМТ	Ми-26Т
Набор высоты	2/5	1/3	2/4	2/4	2/4
Заход на посадку	3/7	3/6	2/5	2/6	3/8
Полёт по приборам при маневрировании	3/9	1/2	1/3	2/4	3/9
Полёт по маршруту	3/6	3/6	2/6	3/6	3/6

Сбор результатов анкетирования состоял из двух этапов: 1) определение среднего количества параметров, необходимых для контроля за управлением ВС и его системами, а также среднего количества ИИ, которые использовались для определения искомых параметров; 2) установление меры согласованности мнений экспертов, а также последующей проверки этих мнений на противоречивость. Для этого было сформировано распределение ответов 25 экспертов о количестве используемых признаков (параметров и ИИ для предлагаемых этапов полёта).

Величина коэффициента вариации (степени согласованности ответов экспертов) вычислялась по формуле [8]:

$$\gamma_j = \frac{k}{k-1} \frac{(\sum_j f_{ij})^2 - \sum_j f_{ij}^2}{(\sum_j f_{ij})^2},$$

где f_{ij} – число ответов о присвоении i -го места j -му признаку; k – число градаций (число мест) j -го признака. Значения f_{ij} и k определялись в соответствии с методикой, описанной в [8].

Для оценки меры сходства попарного сравнения мнений экспертов был использован метод определения информационной близости ответов В. Л. Устюжинова [8]:

$$S_{pq} = \frac{2m_{pq}}{g_p \log_2(1 + g_q/g_p) + t_j \log_2(1 + g_p/g_q)},$$

где m_{pq} – количество признаков, одинаково оцененных обоими экспертами; g_p – количество используемых признаков, в соответствии с оценкой p -го эксперта; g_q – количество признаков в соответствии с оценкой q -го эксперта.

Мера сходства мнений опрошенных экспертов составила $S=0,66$. Величина S может изменяться в пределах от 1 до 0, где $S=1$ означает полное совпадение мнений экспертов, а $S=0$ – полное различие их мнений; полученное значение позволяет допустить, что мнения экспертов, в целом, совпадают.

Из изложенного следует, что максимально эффективное соотношение количества параметров и количества ИИ, с помощью которых эти параметры определяются в полёте, составляет от 0,33 до 0,50: это связано с тем, что максимальное количество параметров, позволяющих эффективно сформировать у пилота восприятие смысловой нагрузки – не более трёх, в то время как максимальное количество ИИ, по которым может определяться каждый из искомых параметров, – также не более трёх, а всего – не более девяти, т. к. каждому из параметров соответствует своя тройка возможных ИИ. Здесь необходимо отметить, что такие ограничения связаны не с психофизиологическими возможностями пилотов, а именно с возможностью выявления пилотом смысловой нагрузки, которую несёт приборная и иная информация подсистемы «ВС – среда».

Определение одного параметра по одному ИИ не позволяет обеспечить заданный уровень безопасности при управлении ВС: например, определение скорости полёта исключительно по указателю скорости не позволяет пилоту сделать заключение о тенденции её изменения в ближайшем будущем; для достоверного прогнозирования скорости пилоту необходимо дополнительно оценить как минимум ещё два параметра – текущее значение заданной мощности (тяги) двигателей и значение угла тангажа (атаки). Поэтому минимально допустимым (и, соответственно, максимальным по модулю) соотношением количества параметров полёта и количества ИИ, с помощью которых эти параметры определяются в полёте, будет: $1/1=1$, $2/2=1$, $3/3=1$, $4/4=1$. Примеры соотношений количества оцениваемых параметров и ИИ, по которым эти параметры определяются, приводящих к снижению эффективности оценки состояния ВС и его систем: $1/4=0,25$, $1/6=0,16$, $2/7=0,28$, $2/10=0,20$, $4/6=0,66$, $4/7=0,57$, $5/6=0,83$, $3/10=0,30$, $3/11=0,27$, $5/9=0,55$, $6/9=0,66$. Отметим также, что единичная оценка состояния ВС и его систем занимает, как правило, от одной-двух до 10–15 с [9–12].

Таким образом, для определения рациональной нагрузки, при которой удаётся избежать потери смысловых функций, необходимо добиться соотношения между количествами оцениваемых параметров и используемых ИИ в диапазоне 0,50–0,33. Смещение влево или вправо от этих величин ($<0,33$ или $>0,50$) приводит к потере смысловых функций, которые могут нести ИИ, находящиеся в распоряжении экипажа. На основе представленных соображений построен график зависимости эффективности использования пилотом предоставляемой ему информации от соотношения количества определяемых параметров полёта и количества ИИ, с помощью которых они определяются (рисунок).

График на рисунке имеет форму четверти окружности, поэтому может быть описан уравнением:

$$P = \sqrt{-b^2 + b + (n/m)^2} - a, \quad (2)$$

где b и a – положительные числа, выбираемые так, чтобы отобразить изменение интервала времени, в рамках которого определяется эффективность оценки состояния ВС и его систем.

Систему «экипаж – ВС – среда» можно рассмотреть как систему с шестью состояниями σ_1 , σ_2 , σ_3 , σ_4 , σ_5 , σ_6 и пятью сигналами α_1 , α_2 , α_3 , α_4 , α_5 (табл. 2): экипаж может применить один из

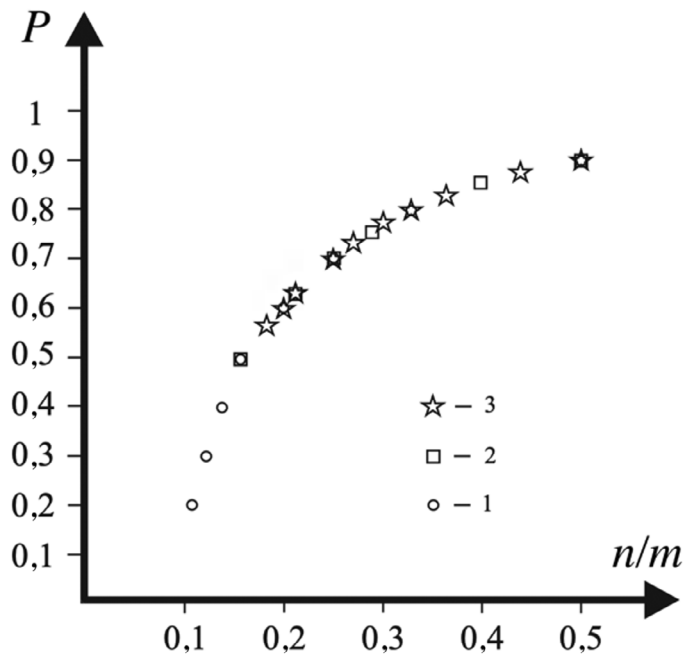


График зависимости эффективности (P) использования пилотом предъявляемой ему информации от соотношения количеств определяемых параметров полёта и ИИ, где 1, 2, 3, n – количество оцениваемых пилотом параметров полёта; m – количество используемых при этом ИИ

пяти способов использования ИИ α_m ; при этом в его распоряжении находятся шесть вариантов отношений между оцениваемыми параметрами σ_n , где КП – короткопериодические параметры, ДП – длиннопериодические параметры, АП – алгоритмизированные параметры.

Таблица 2

Значения состояний ВС и его систем, а также входных сигналов для этапа полёта набор высоты в ручном режиме пилотирования

Входные воздействия (сигналы) – виды управления деятельностью		Состояния системы (альтернативы) – отношения между оцениваемыми параметрами						Среднее значение
		σ_1	σ_2	σ_3	σ_4	σ_5	σ_6	
		$\frac{ДП}{АП+КП}$	$\frac{КП}{АП+ДП}$	$\frac{КП}{ДП}$	$\frac{ДП}{АП}$	$\frac{КП}{АП}$	$\frac{ДП+КП}{АП}$	
последовательный	α_1	2/6	6/5	6/7	8/5	2/11	2/5	0,72
параллельный	α_2	2/3	3/4	3/4	4/4	2/7	2/3	0,68
последовательно-параллельный	α_3	2/3	3/4	3/4	4/4	2/7	2/3	0,68
последовательный (с повторением)	α_4	2/6	6/5	6/7	8/5	2/11	2/5	0,71
последовательно-параллельный (с повторением)	α_5	2/4	3/6	3/6	4/4	2/7	2/6	0,52
Среднее значение		0,50	0,88	0,74	1,24	0,24	0,49	–

В качестве примера рассмотрим полёт самолёта Airbus A320 на этапе набора высоты в режиме ручного пилотирования. Пусть на рассматриваемом этапе полёта, при выполнении которого экипаж непрерывно оценивает состояние ВС и его систем, требуется три периода по

три секунды: тогда каждое изменение состояния системы будет происходить в момент времени $t=0, 1, 2$.

Модель принятия решения в расплывчатых условиях имеет вид [1]:

$$\mu_{G^{N-1}}(x_{N-1}) = \text{Max}_{u_{N-1}} (\mu_{N-1}(u_{N-1}) \wedge \mu_{G^N}(f(x_{N-1}, u_{N-1}))), \quad (3)$$

где N – номер момента времени, $\mu_{G^{N-1}}$ – функция принадлежности расплывчатой цели к оптимальному решению в момент времени $t=N-1$, x_{N-1} – одно выбранное состояние σ_n из множества состояний $U=\{\sigma_1, \dots, \sigma_n\}$, $\text{Max}_{u_{N-1}}$ – максимизирующее решение, т. е. то значение α_m , при котором будет достигаться максимально приближённое к интервалу 0,33–0,55 значение функции принадлежности расплывчатой цели, $\mu_{N-1}(u_{N-1})$ – функция принадлежности расплывчатого ограничения в текущий момент времени $t=N-1$, μ_{G^N} – функция принадлежности цели G^N в момент времени $t=N$, $f(x_{N-1}, u_{N-1})$ – функция изменения состояний системы в текущий момент времени в зависимости от предыдущего.

Расплывчатая цель в моменты времени $t=0, 1, 2$ определяется функциями принадлежности (3) $\mu_{G^3}, \mu_{G^2}, \mu_{G^1}$ к оптимальным решениям, которые вычисляются по формуле (2) путём подстановки в неё соответствующего отношения n/m , а также коэффициентов a и b , определяемых эмпирически индивидуально для каждого момента времени [1]. Для того, чтобы рассчитать расплывчатые ограничения в моменты $t=0, 1, 2$, необходимо определить функции $\mu_0(\alpha_m), \mu_1(\alpha_m), \mu_2(\alpha_m)$, которые рассчитываются по формуле (2) аналогично.

Используя модель (3), а также пример изменения состояний σ_n в соответствии с функцией (1) составим табл. 3 и определим функцию расплывчатой цели в момент времени $t=2$.

Таблица 3

Изменения состояний системы, отражающие действие функции $x_{t+1} = f(x_t, u_t)$

$x_t \backslash u_t$	σ_1	σ_2	σ_3	σ_4	σ_5	σ_6
α_1	σ_2	σ_3	σ_3	σ_4	σ_3	σ_2
α_2	σ_3	σ_4	σ_2	σ_2	σ_5	σ_3
α_3	σ_1	σ_2	σ_6	σ_1	σ_2	σ_6
α_4	σ_6	σ_5	σ_1	σ_6	σ_6	σ_1
α_5	σ_5	σ_6	σ_5	σ_5	σ_1	σ_5

Расчёты показывают, что наиболее близкими значениями функции принадлежности расплывчатой цели к интервалу 0,33–0,50 являются следующие: $\mu_{G^2}(\sigma_1)=0,53$, $\mu_{G^2}(\sigma_2)=0,53$, $\mu_{G^2}(\sigma_3)=0,53$, $\mu_{G^2}(\sigma_4)=0,53$, $\mu_{G^2}(\sigma_5)=0,53$, $\mu_{G^2}(\sigma_6)=0,53$; этим значениям соответствуют входные сигналы: $\alpha_5, \alpha_4, \alpha_5, \alpha_2, \alpha_2, \alpha_5$ соответственно. Полученный результат свидетельствует о том, что при принятии решения в момент времени $t=2$ необходимо использовать, главным образом, параллельно-последовательный способ с повторением отдельных используемых ИИ (α_5).

Аналогичным образом была определена функция расплывчатой цели в моменты времени $t=1$ и $t=0$.

Расчёты показывают, что наиболее близкими значениями функции принадлежности расплывчатой цели к интервалу 0,33–0,50 в момент времени $t=0$ являются следующие (наличие двух значений означает, что функция принадлежности принимает значения из интервала 0,33–0,50 при двух возможных значениях входного сигнала α_m): $\mu_{G^0}(\sigma_1)=0,47; 0,43$, $\mu_{G^0}(\sigma_2)=0,43$, $\mu_{G^0}(\sigma_3)=0,47; 0,43$, $\mu_{G^0}(\sigma_4)=0,47; 0,43$, $\mu_{G^0}(\sigma_5)=0,43$, $\mu_{G^0}(\sigma_6)=0,47; 0,43$; этим значениям соответствуют входные сигналы: $\alpha_3(\alpha_4), \alpha_5, \alpha_3(\alpha_4), \alpha_3(\alpha_4), \alpha_4, \alpha_3(\alpha_4)$, т. е. при принятии решения в момент времени $t=0$

целесообразно применять как параллельно-последовательный вид деятельности без повторения элементов (α_3), так и последовательный с повторением (α_4).

В момент времени $t=1$ наиболее близкими значениями функции принадлежности расплывчатой цели к интервалу 0,33–0,50 являются следующие: $\mu_{G^1}(\sigma_1)=0,37$, $\mu_{G^1}(\sigma_2)=0,37$; 0,45, $\mu_{G^1}(\sigma_3)=0,37$, $\mu_{G^1}(\sigma_4)=0,37$, $\mu_{G^1}(\sigma_5)=0,37$; 0,45, $\mu_{G^1}(\sigma_6)=0,37$; этим значениям соответствуют входные сигналы: α_5 , $\alpha_4(\alpha_5)$, α_5 , α_5 , $\alpha_2(\alpha_5)$, α_5 , т. е. при принятии решения в момент времени $t=1$ целесообразно применять, главным образом, параллельно-последовательный вид деятельности с повторением элементов (α_5).

Заключение

В исследовании были использованы результаты экспертного опроса пилотов и последующих математических расчётов на основе модели принятия решений в расплывчатых условиях, которая позволила с учётом известных видов деятельности пилотов (состояний) и предоставляемых ИИ (альтернатив) в полёте определить оптимальный вид деятельности по использованию ИИ в зависимости от входных сигналов, поступающих на различных режимах управления и этапах полёта. На примере ВС Airbus A320 установлено, что при выполнении полёта, независимо от степени используемой автоматизации, целесообразно применять следующие виды деятельности при управлении ВС: 1) параллельно-последовательный (с повторением и без повторения элементов); 2) последовательный (с повторением).

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Беллман Р., Заде Л. Принятие решений в расплывчатых условиях. В кн.: Вопросы анализа и процедуры принятия решений: сборник переводов / под ред. И. Ф. Шахнова. Москва: Мир, 1976. С. 172–215.
2. Муравьев И. С. Роль и место когнитивно-информационных преобразователей алгоритмов деятельности пилотов в процессе управления высокоавтоматизированным воздушным судном // Crede Exper-to: транспорт, общество, образование, язык. 2022. № 1. С. 18–36. https://doi.org/10.51955/23121327_2022_1_18
3. Адамович М. В. Управляемость машин (эргономические основы оптимизации рабочего места человека-оператора). Москва: Машиностроение, 1977. 280 с.
4. Бернштейн Н. А. Очерки по физиологии движений и физиологии активности. Москва: Медицина, 1966. 499 с.
5. Friedenberg J., Silverman G., Spivey M. *Cognitive science: an introduction to the study of mind*. SAGE Publications, 2021, 568 p.
6. Ginsburg S., Lekhtman I., Malov V. *Fundamentals of automation and remote control*. Pergamon, 1966, 514 p.
7. Harris D. *Engineering Psychology and Cognitive Ergonomics: Performance, Emotion and Situation Awareness*. Springer, 2017, 440 p.
8. Бешелев С. Л., Гурвич Ф. Г. Математико-статистические методы экспертных оценок. Москва: Статистика, 1980. 263 с.
9. Береговой Г. Т., Завалова Н. Д., Ломов Б. Ф., Пономаренко В. А. Экспериментально-психологические исследования в авиации и космонавтике. Москва: Наука, 1978. 304 с.
10. Муравьев И. С., Коваленко Г. В. Методы обучения пилотов вертолётов навыкам безопасной посадки вне аэродрома в условиях неопределённости / Под ред. Г. В. Коваленко. Санкт-Петербург: Наука, 2017. 142 с.

11. Качоровский И. Б. Распределение и переключение внимания при полётах по приборам. Москва: Воениздат, 1972. 106 с.

12. Доброленский Ю. П. Методы инженерно-психологических исследований в авиации. Москва: Машиностроение, 1975. 280 с.

References

1. Bellman R. E., Zadeh L. A. Decision-making in fuzzy environment. *Management Science*, 1970, vol. 17, no. 4, pp. 141–164.
2. Muravyev I. S. Role and place of cognitive information converters of pilot activity algorithms in the process of control of highly automated aircraft, *Crede Experto: transport, society, education, language*, 2022, no. 1, pp. 18–36. (In Russ.). https://doi.org/10.51955/23121327_2022_1_18
3. Adamovich M. V., *Upravlyaemost' mashin (ehrgonomicheskie osnovy optimizatsii rabochego mesta cheloveka-operatora) [Machine controllability (ergonomic bases of human-operator workplace optimization)]*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1977, 280 p. (In Russ.)
4. Bernshtein N. A. *Ocherki po fiziologii dvizhenij i fiziologii aktivnosti [Essays on the physiology of movement and the physiology of activity]*. Moscow, Meditsina Publ., 1966, 499 p. (In Russ.)
5. Friedenberg J., Silverman G., Spivey M. *Cognitive science: an introduction to the study of mind*. SAGE Publications, 2021, 568 p.
6. Ginsburg S., Lekhtman I., Malov V. *Fundamentals of automation and remote control*. Pergamon, 1966, 514 p.
7. Harris D. *Engineering Psychology and Cognitive Ergonomics: Performance, Emotion and Situation Awareness*. Springer, 2017, 440 p.
8. Beshelev S. L., Gurvich F. G. *Matematiko-statisticheskie metody ehkspertnykh otsenok [Mathematical and statistical methods of expert assessments]*. Moscow, Statistika Publ., 1980, 263 p. (In Russ.)
9. Beregovoy G. T., Zavalova N. D., Lomov B. F., Ponomarenko V. A. *Ehksperimental'no-psikhologicheskie issledovaniya v aviatsii i kosmonavtike [Experimental-psychological research in aviation and cosmonautics]*. Moscow, Nauka Publ., 1978, 304 p. (In Russ.)
10. Muravyev I. S., Kovalenko G. V. *Metody obucheniya pilotov vertolyotov navykam bezopasnoj posadki vne aehrodroma v usloviyakh neopredelyonnosti [Methods of training helicopter pilots in the skills of safe landing outside the airfield in conditions of uncertainty]*. St. Petersburg, Nauka Publ., 2017, 142 p. (In Russ.)
11. Kachorovsky I. B. *Raspredelenie i pereklyuchenie vnimaniya pri polyotakh po priboram [Distribution and switching of attention during instrument flight]*. Moscow, Voenizdat Publ., 1972, 106 p. (In Russ.)
12. Dobrolensky Yu. P. *Metody inzhenerno-psikhologicheskikh issledovaniy v aviatsii [Methods of engineering-psychological research in aviation]*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1975, 280 p. (In Russ.)

Информация об авторах

Коваленко Геннадий Владимирович, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры, Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации имени Главного маршала авиации А. А. Новикова, Санкт-Петербург, Россия, kgvf@inbox.ru, yadrov.ilya@gmail.com

Муравьев Иван Станиславович, кандидат технических наук, докторант, Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации имени Главного маршала авиации А. А. Новикова, Санкт-Петербург, Россия, mantus87@mail.ru

Ядров Илья Александрович, аспирант, Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации имени Главного маршала авиации А. А. Новикова, Санкт-Петербург, Россия, yadrov.ilya@gmail.com

Authors information

Kovalenko Gennadiy V., Doctor of Sciences (Engineering), Professor, Professor at the Department, Saint Petersburg State University of Civil Aviation, Saint Petersburg, Russia, kgvf@inbox.ru

Muravyev Ivan S., Candidate of Sciences (Engineering), Doctoral Candidate, Saint Petersburg State University of Civil Aviation, Saint Petersburg, Russia, mantus87@mail.ru

Yadrov Ilya A., Graduate Student, Saint Petersburg State University of Civil Aviation, Saint Petersburg, Russia, yadrov.ilya@gmail.com

Статья поступила в редакцию 24.05.2024; одобрена после рецензирования 12.09.2024; принята к публикации 19.09.2024.

The article was submitted 24.05.2024; approved after reviewing 12.09.2024; accepted for publication 19.09.2024.

Обзорная статья
УДК 629.7.083(98)

ИССЛЕДОВАНИЕ АЛЬТЕРНАТИВНЫХ ИСТОЧНИКОВ ГЕНЕРАЦИИ ТЕПЛА В УСЛОВИЯХ АРКТИКИ ДЛЯ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ И РЕМОНТА ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

С. А. ШЕВЦОВ, Е. В. ФЕТИСОВ, А. В. ОРХОКОВ, Д. М. САПУНОВ, Д. А. РОЩЕВКИН

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

Аннотация. Рассмотрены проблемы деструктивного воздействия природно-климатических условий окружающей среды на подготовку, техническое обслуживание и ремонт базисных элементов в развитии Арктики: авиационной техники, различных видов вооружения, военной и специальной техники. Сформулированы особенности решения задач по повышению эффективности технической эксплуатации авиационной техники. Выполнен анализ методов защиты инженерно-технического персонала при работах на авиационной технике в условиях низких температур и продолжительных порывов ветра. Рассмотрены возможные варианты генерации тепла для осуществления подготовки, технического обслуживания и ремонта (ТОиР) воздушных судов (ВС) с применением альтернативных источников энергии в условиях Арктики. Приведена технологическая схема трансформации геотермальной энергии для генерации и подвода теплоты к авиационной технике с применением теплового насоса. Предложены рабочие тела, характеристики которых в термодинамических циклах удовлетворяют получению энергоносителей с необходимыми температурами. Аргументированы преимущества применения теплонасосных технологий в сочетании с альтернативными источниками энергии для выработки тепловой энергии, используемой для проведения эксплуатационных мероприятий как на открытых площадках, так и в помещениях технико-эксплуатационной части (ТЭЧ) аэродромов Севера.

Ключевые слова: воздушное судно, техническое обслуживание, инженерно-авиационная служба, Арктический регион, теплотехнические средства, ресурсосбережение, экологическая безопасность, тепловой насос, возобновляемые источники энергии, генерация тепла, эксплуатация авиационной техники

Для цитирования: Шевцов С. А., Фетисов Е. В., Орхоков А. В., Сапунов Д. М., Рощевкин Д. А. Исследование альтернативных источников генерации тепла в условиях Арктики для технического обслуживания и ремонта воздушных судов // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 47. С. 74–83.

STUDY OF ALTERNATIVE SOURCES OF HEAT GENERATION IN THE ARCTIC FOR AIRCRAFT MAINTENANCE AND REPAIR

S. A. SHEVTSOV, E. V. FETISOV, A. V. ORKHOKOV, D. M. SAPUNOV, D. A. ROSHCHEVKIN

*Military Educational and Scientific Centre of the Air Force N. E. Zhukovsky
and Y. A. Gagarin Air Force Academy, Voronezh, Russia*

Abstract. The issues of the destructive impact of natural and climatic environmental conditions on the preparation, maintenance and repair of basic elements in the development of the Arctic: aviation equipment, various types of weapons, military and special equipment are considered. Features of solving problems to improve

the efficiency of technical operation of aviation equipment are formulated. The analysis of methods of protection of engineering and technical personnel when working on aviation equipment in conditions of low temperatures and prolonged gusts of wind was carried out. Possible options for heat generation for the preparation, maintenance and repair of aircraft using alternative energy sources in the Arctic were considered. Technological scheme of transformation of geothermal energy for generation and supply of heat to aviation equipment with application of heat pump is presented. Working bodies are proposed, characteristics of which in thermodynamic cycles satisfy obtaining of energy carriers with required temperatures. The advantages of the use of heat pump technologies in combination with alternative energy sources for the generation of thermal energy used for operational activities both in open areas and in the premises of the technical and operational part of the North airfields are argued.

Keywords: aircraft, maintenance, engineering and aviation service, Arctic region, heating equipment, resource saving, environmental safety, heat pump, renewable energy sources, heat generation, operation of aviation equipment

For citation: Shevtsov S. A., Fetisov E. V., Orkhokov A. V., Sapunov D. M., Roshchevkin D. A. Study of alternative sources of heat generation in the Arctic for aircraft maintenance and repair. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no.47, pp. 74–83. (In Russ.)

Введение

Арктическая зона имеет исключительное значение для экономики Российской Федерации. В этой зоне добывается и производится большая доля нефти, газа и целого ряда важных полезных ископаемых, что вносит существенный вклад в национальный доход страны. Интерес к этим ресурсам проявляют как государства, владеющие арктическими территориями (Россия, США, Канада, Норвегия и Дания), так и другие страны [1].

С военной точки зрения Арктика была и остается критически важным регионом для сохранения баланса сил ядерного сдерживания. США стремятся милитаризовать Арктическую зону, так как через приполярные области проходят кратчайшие маршруты воздушно-космического нападения на нашу страну [2]. Актуальность тезиса подтверждается Указом Президента России от 26.10.2020 № 645 «О Стратегии развития Арктической зоны Российской Федерации и обеспечения национальной безопасности на период до 2035 года». В нём, в частности, сказано: «7. Основными опасностями, вызовами и угрозами, формирующими риски для развития Арктической зоны и обеспечения национальной безопасности, остаются: ... т) рост конфликтного потенциала в Арктике, требующий постоянного повышения боевых возможностей группировок войск (сил) Вооруженных Сил России, других войск, воинских формирований и структур в Арктической зоне».

Современные образцы авиационной техники (АТ), систем вооружения, военной и специальной техники достаточно проработаны для непосредственного выполнения задач в условиях отрицательных температур окружающей среды и непрерывно совершенствуются [3, 4]. Это требует развития процессов технической эксплуатации, которые в условиях Арктической зоны нельзя назвать совершенными, о чём свидетельствует диаграмма (рис. 1).

АТ, на которую возлагается ведущая роль в противодействии различного рода внешним угрозам в Арктике с обеспечением процессов жизнедеятельности региона в целом, сталкивается с наибольшими трудностями.

Климат Севера объективно усложняет требования к возможностям инженерно-авиационной службы. Низкие температуры в сочетании с продолжительными порывами ветра создают экстремальные условия труда, что требует тщательного анализа подходов к технической эксплуатации авиационной техники [3].

Цель статьи – обобщение сведений о влиянии экстремальных природно-климатических условий российской Арктической зоны на ТОиР ВС и рекомендации по расширению возможностей генерации тепла с применением альтернативных источников энергии.



Рис. 1. Диаграмма процентного соотношения выявленных проблем при реализации задач технической эксплуатации на различных видах АТ, вооружения, военной и специальной техники в условиях Арктики

Особенности решения задач технической эксплуатации авиационной техники в российской Арктической зоне

Эффективная техническая эксплуатация – многофакторная задача, включающая подготовку и технически правильное применение АТ, выполнение регламентных работ и ремонт ВС.

Особенности решения задач технической эксплуатации АТ на российском Севере определяются специфическими подходами, сформулированными в Указе Президента России от 26.10.2020 № 645 «О Стратегии развития Арктической зоны Российской Федерации и обеспечения национальной безопасности на период до 2035 года».

При решении задач технической эксплуатации наиболее уязвимы к воздействию экстремального климата российского Севера личный состав и средства эксплуатации и ремонта.

Низкая температура в сочетании с продолжительными порывами ветра представляет чрезвычайную опасность и влечёт за собой последствия, отрицательно влияющие на состояние физического и психического здоровья инженерно-технического персонала. Психофизиологическая нагрузка на человека усиливается при выполнении ТОиР АТ на открытых площадках в местах стоянки и в ТЭЧ, что может привести к ошибочным действиям (рис. 2) инженерно-технического персонала [5].

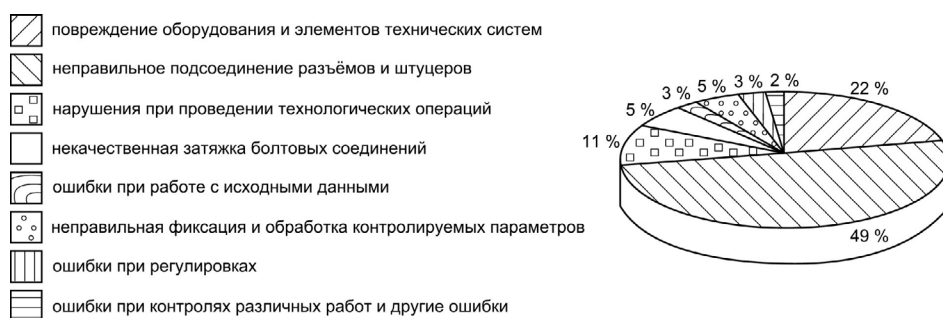


Рис. 2. Процентное соотношение нарушений и упущений инженерно-технического персонала, проявляемых в условиях психофизиологических нагрузок (по данным из [5])

Для снижения негативного влияния человеческого фактора необходимо использовать все возможные средства минимизации воздействия экстремальных показателей окружающей среды, обеспечивая оптимальное тепловое воздействие, низкий уровень психофизиологического напряжения, наилучшее функциональное состояние инженерно-технического персонала в целом.

В табл. 1 приведён анализ известных методов защиты персонала при выполнении ТОиР АТ в условиях низких температур и ветров.

Таблица 1

Анализ известных методов защиты персонала при работах на АТ
в условиях низких температур и продолжительных порывов ветров

Способы обогрева	Преимущества	Недостатки
Использование одежды из специализированного термоматериала	- компактность и удобство хранения; - не требуется обучение	- нарушение функций мелкой моторики инженерно-технического персонала, снижение качества и увеличение времени ТОиР
Использование профессиональных кремов	- минимальная стоимость; - противовоспалительные и заживляющие свойства	- метод не является исчерпывающим, эффективен только в сочетании с другими методами защиты; - ограниченное время действия, требует периодического обновления; - эффект «скользких рук», снижение подвижности
Обустройство обогреваемых укрытий	- возможность восстановления функций организма в любой момент	- финансовые затраты на обустройство; - проблема генерации и поддержания заданной температуры внутри укрытий
Адаптированный регламент работы и отдыха	- возможность восстановления функций организма; - увеличение времени на отдых	- большее количество личного состава; - необходима периодическая ротация персонала; - увеличение времени ТОиР
Подвод теплоты к ВС	- возможность работы внутри ВС в комфортных условиях	- экологическая и финансовая нагрузка при генерации и подводе теплоты к ВС с применением самоходных и передвижных подогревателей различного типа
Отопление аэродромных объектов	- возможность работы в комфортных условиях; - наличие горячего водоснабжения	- отсутствие рационального способа генерации и поддержания заданной температуры в производственных помещениях ТЭЧ, приемлемого для районов Крайнего Севера

Анализ известных методов защиты персонала при работах на АТ показывает, что исключение большинства недостатков может быть достигнуто посредством генерации достаточного количества теплоты в условиях низких температур.

Не менее важными являются средства эксплуатации и ремонта АТ, требующие устойчивого функционирования в экстремальных погодных условиях Крайнего Севера, к которым, в частности, относятся здания и сооружения аэродромного комплекса и теплотехнические средства.

Для отопления зданий и сооружений, как правило, используются децентрализованные котельные, работающие на жидком, газообразном, чаще твёрдом углеводородном топливе. Организация зон хранения углеводородного топлива, повышенная пожарная и промышленная опасность его перевалки и, главное, выброс большого количества вредных веществ при сжигании существенно влияет на экологическую безопасность Арктики. К современным теплотехническим средствам относятся передвижные и самоходные установки, в которых поток нагретого воздуха генерируется при сжигании жидкого углеводородного топлива. Их эксплуатация при низких температурах окружающей среды приводит к характерным для техники, работающей на двигателях внутреннего сгорания, негативным последствиям (рис. 3).

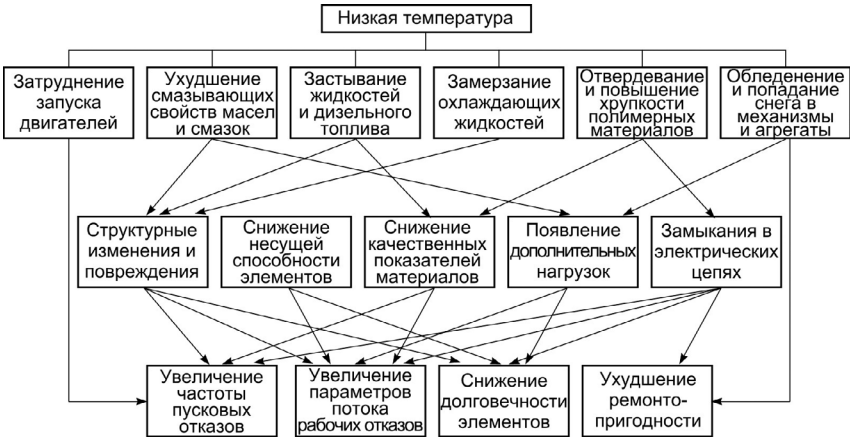


Рис. 3. Негативные воздействия низких температур

Унифицированные моторные подогреватели базируются на автомобильных шасси различного типа, к которым в полной мере применима статистика, приведённая на рис. 1. Процесс подготовки применяемых подогревателей к пуску может продолжаться длительное время при существенных дополнительных затратах [6].

Помимо технических трудностей, не менее важны сопутствующие проблемы, которые в полной мере связаны со сжиганием углеводородного топлива: повышенная взрывопожароопасность [7, 8]; экологическая нагрузка на окружающую среду [9]; значительные финансовые затраты.

Проведённый анализ подтверждает, что для развития технической эксплуатации АТ в сфере обеспечения национальной безопасности, защиты и охраны государственной границы необходимо развитие инфраструктуры базирования, проведение мероприятий по оперативному оборудованию территорий, совершенствованию систем материально-технического обеспечения военно-воздушных сил России в условиях специфических подходов к развитию Арктического региона. Необходим поиск инновационных технических и технологических решений для получения альтернативной тепловой энергии и её аккумуляции, в том числе для дальнейшего применения при подготовке к полёту, проведении ТОиР, как на открытом воздухе, так и в помещениях ТЭЧ.

Возможные варианты генерации тепла для осуществления подготовки, ТОиР АТ с применением альтернативных источников энергии в условиях Арктики

Энергетические инновации для выработки тепловой энергии [10] с использованием альтернативного топлива и возобновляемых источников энергии находят широкое применение в условиях Арктики (табл. 2).

Таблица 2

Сравнительный анализ вариантов генерации альтернативной энергии в Арктике

Альтернативная энергия	Основные преимущества	Основные недостатки
Солнечная энергия	- отсутствует необходимость строительства линий электропередач; - эффективная работа фотоэлементов при низкой температуре; - надёжность системы; - бесшумная работа системы; - низкие эксплуатационные расходы	- длительная полярная ночь, слабый солнечный свет в дневное время из-за стихийной облачности; - низкая выходная мощность на квадратный метр; - большие площади для панелей; - наличие дорогостоящего вспомогательного оборудования

Окончание таблицы 2

Альтернативная энергия	Основные преимущества	Основные недостатки
Ветровая энергия	- постоянство и значительная сила ветров в Арктическом регионе; - высокая плотность холодного воздуха способствует более эффективной работе ветровой установки; - эффективное использование площадей, компактность размещения ветровых установок	- непостоянство природы ветра; - использование хладостойкой стали; - необходимость частой смены синтетической низкотемпературной смазки; - необходим подогрев оборудования; - высокая стоимость обслуживания оборудования; - шумовое и визуальное воздействие; - помехи системам связи
Атомная энергия (малая мощность)	- высокая выходная мощность; - непосредственное производство тепла, наряду с электричеством; - регулировка необходимой мощности от 10 % до 100 %; - относительно небольшие занимаемые площади; - стабильный источник энергии	- нецелесообразно для отдельного удаленного аэродрома; - воздействие на окружающую среду; - проблема утилизации топлива; - длительный ввод в эксплуатацию; - невозобновляемый источник энергии; - в большинстве находятся на стадии разработки
Биотопливная энергия (в основном отходы деревообработки)	- возобновляемый ресурс; - сокращение выбросов от сжигания по сравнению с углеводородным топливом; - возможность получения тепловой энергии	- ограниченность и зависимость от ресурсов; - наличие выбросов вредных веществ в атмосферу; - низкая энергетическая эффективность по сравнению с углеводородами
Геотермальная энергия	- стабильность относительно других видов энергии, независимость от внешних факторов, погоды, времени года и суток; - минимальная площадь размещения объектов	- затраты на организацию глубоких скважин; - рабочая жидкость опасна и содержит тяжёлые металлы; - возможная авария может вызвать локальную катастрофу

У каждого варианта генерации альтернативной энергии существуют ограничения полноценного использования в Арктике, поэтому их сочетание может быть целесообразным.

Перспективным инструментом повышения эффективности применения альтернативных источников энергии может служить внедрение теплового насоса в различные технологические схемы получения энергии. Рынок тепловых насосов неуклонно растёт. Рекордный рост наблюдался в 2022 году и составил $\approx 22\%$ по сравнению с предыдущим годом, а среднегодовой темп роста в период с 2024 по 2029 год прогнозируется на уровне $\approx 10\%$ [11].

Особенность работы теплового насоса заключается в переносе тепловой энергии от источника с низкой температурой к теплоносителю с более высокой температурой, необходимой потребителю. Для работы теплового насоса необходима только электрическая энергия, обеспечивающая функционирование компрессора теплового насоса. При этом тепло Земли, доступное под многолетней мерзлотой, может быть использовано как источник энергии с низкой температурой.

Один из вариантов генерации тепловой энергии с использованием теплового насоса в технологии трансформации геотермальной энергии [12] для получения и подвода теплоты к АТ показан на рис. 4.

В качестве рабочего тела в схеме рис. 4 может быть использован негорючий низкотоксичный Хладон R245fa, температура кипения которого $\sim 15^\circ\text{C}$, критическая температура $\sim 154^\circ\text{C}$ [13].

Работа теплового насоса заключается в следующем (рис. 4).

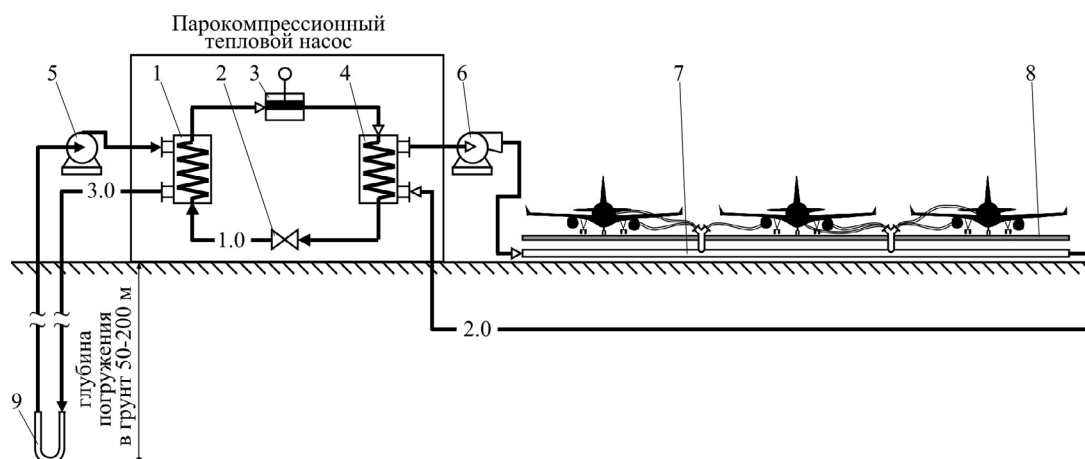


Рис. 4. Технологическая схема трансформации геотермальной энергии для генерации и подвода теплоты к АТ: 1 – испаритель, 2 – дроссель, 3 – компрессор, 4 – конденсатор; 5 – насос; 6 – вентилятор; 7 – трубопровод; 8 – стоянка АТ; 9 – теплообменник; технологические линии: 1.0 – линия рециркуляции рабочего тела, 2.0 – линия рециркуляции воздуха, 3.0 – линия рециркуляции промежуточной жидкости

В компрессоре 3 рабочее тело сжимается до заданного давления и поступает в конденсатор 4. Этот процесс сопровождается выделением тепла, которое используется для подогрева воздуха. Нагретый воздух аккумулируется в трубопроводе 7 и используется при подготовке полётов, ТОиР. Воздух, утративший свою высокую температуру, после трубопровода 7 снова направляется в конденсатор 4. После конденсатора 4 давление рабочего тела сбрасывается при прохождении через дроссель 2. Затем рабочее тело подаётся в испаритель 1, где кипит при низкой температуре и за счёт теплопередачи охлаждает промежуточную жидкость с низкой температурой кристаллизации, например Тосол А-65. Промежуточная жидкость циркулирует по теплоизоляционному контуру 3.0 для отбора геотермального тепла из недр Земли через теплообменник 9. Пары хладагента после испарителя 1 подвергаются компрессионному сжатию в компрессоре 3 до давления конденсации и термодинамический цикл по контуру 1.0 повторяется. Технология позволяет обеспечить температуру горячего воздуха при подводе к АТ до 110 °С.

Технологии отопления зданий и сооружений и горячего водоснабжения с помощью тепловых насосов также являются проработанными и широко применяются в мире [14]. Однако применение этих известных технологий сдерживается отсутствием необходимых исследований, связанных с выбором оборудования и рабочих сред для применения в условиях вечной мерзлоты. При этом источником тепловой энергии низкой температуры может служить не только геотермальная энергия, но и теплота отработанных энергоносителей в смежных технологических процессах.

Остаётся нерешённым вопрос аккумуляции тепла для инженерно-технического персонала, осуществляющего работы снаружи АТ. Здесь перспективна разработка мобильных палаток-укрытий, конструкция которых позволит им плотно прилегать к поверхности ВС для удержания подводимого тепла. Инженерно-технический персонал, находясь внутри таких сооружений, сможет выполнять местный ремонт узлов и агрегатов АТ в комфортных условиях [15].

Заключение

Получение альтернативной энергии, в том числе с применением теплового насоса, расширяет возможности применения средств эксплуатации и ремонта АТ и позволяет повысить результативность работы инженерно-технического персонала.

Предложенный вариант трансформации геотермальной энергии Земли тепловым насосом для генерации и подвода теплоты к АТ позволит: сократить время подготовки к процессу подачи

теплоты к ВС для прогрева узлов, агрегатов, отсеков, кабин перед полётом, проведения ТОиР в местах стоянки ВС; повысить экологическую и промышленную безопасность процессов технической эксплуатации АТ; снизить финансовые затраты на получение теплоты; обеспечить необходимые температуру и расход горячего воздуха с возможностью оперативной регулировки для реализации различных эксплуатационных мероприятий; повысить надёжность работы оборудования для осуществления технологических процессов.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов

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

Список источников

1. Чистиков М. Н., Стрельникова И. А. Арктика во внешнеполитическом стратегическом планировании России в рамках политики «поворота на восток» // Арктика 2035: актуальные вопросы, проблемы, решения. 2023. № 2(14). С. 4–17.
2. Загорский А. В., Тодоров А. А. Военно-политическая обстановка в Арктике: очаги напряжённости и пути деэскалации // Арктика и Север. 2021. № 44. С. 79–102.
3. Чуркин И. П. Развитие системы боевого управления авиацией в Арктической зоне ответственности за противовоздушную оборону // Военная мысль. 2023. № 4. С. 64–70.
4. Тимофеев В. И., Щеглов Д. К. Комплексный анализ влияния погодных-климатических условий на эксплуатацию сложных военно-технических систем и объектов наземной инновационной инфраструктуры в Арктической зоне Российской Федерации // Инновации. 2019. № 4(246). С. 26–33.
5. Артюхович М. В., Феоктистова О. Г. Роль инженерно-технического персонала в обеспечении безопасности полётов // Научный вестник МГТУ ГА. 2014. № 204. С. 39–43.
6. John L. Conway. Toward a US Air Force Arctic Strategy. *Air & Space Power Journal*, 2017, Summer, pp. 68–81.
7. Аммосов Г. С., Иванов Д. С., Аммосов А. П. Особенности коррозионного истощения ресурса резервуара и оценка интенсивности возрастания напряжённого состояния в сварных швах // Природные ресурсы Арктики и Субарктики. 2017. № 1(85). С. 75–80.
8. Шевцов С. А., Гунько Я. Н., Хижниченко А. С., Быков И. А. Анализ пожароопасных ситуаций в резервуарах для хранения светлых нефтепродуктов // Пожарная безопасность. 2018. № 2. С. 31–37.
9. Malin Daase, Jørdan Berge, Janne E. Søreide, Stig Falk-Petersen. Ecology of Arctic Pelagic Communities. In: *Arctic Ecology*. Eds. David N. Thomas, John Wiley & Sons Ltd, 2021, pp. 219–259. <https://doi.org/10.1002/9781118846582.ch9>
10. Моргунова М., Коваленко А. Энергетические инновации в условиях Арктики // Энергетическая политика. 2021. № 4(158). С. 30–43.
11. Jan Rosenow, Duncan Gibb, Thomas Nowak, Richard Lowes. Heating up the global heat pump market. *Nature Energy*, 2022, no. 7(10), pp. 901–904.
12. Фетисов Е. В., Шевцов С. А. Использование геотермальной энергии земли для генерации и подвода теплоты к авиационной технике в условиях Арктики // Сервис безопасности в России: опыт, проблемы, перспективы. Арктика – регион стратегических интересов: правовая политика и современные технологии обеспечения безопасности в арктическом регионе: сборник материалов международной научно-практической конференции. Санкт-Петербург, 27 октября 2022 г. Санкт-Петербургский университет ГПС МЧС России, 2022. С. 112–115. <https://www.elibrary.ru/kqqpyf>
13. Цветков О. Б., Бараненко А. В., Лаптев Ю. А., Сапожников С. З., Ховалыг Д. М., Пятаков Г. Л. Озонабезопасные хладагенты // Холодильная техника и кондиционирование. 2014. № 3. С. 98–111.
14. Шевцов С. А., Фетисов Е. В., Чернобровкин К. Ю. Теплонасосная технология сопряжения процессов хранения авиационного топлива и теплоснабжения помещений технико-эксплуатационной части // Военный инженер. 2022. № 2(24). С. 32–37.

15. Компактное палаточное укрытие: пат. RU 194018 U1 / А. Н. Семченко // Изобретения. Полезные модели. № 33. 2019.

References

1. Chistikov M. N., Strelnikova I. A. The Arctic in the foreign policy strategy of Russia within the policy of the “pivot to the east”. *Arctic 2035: current issues, problems, solutions*, 2023, no. 2(14), pp. 4–17. (In Russ.)
2. Zagorskiy A. V., Todorov A. A. Military-political situation in the Arctic: hotspots of tension and ways of de-escalation. *Arctic and North*. 2021, no. 44, pp. 79–102. (In Russ.)
3. Churkin I. Development of Aviation Combat Control System in the Arctic Air Defense Responsibility Zone. *Military Thought*, 2023, no. 4, pp. 64–70. (In Russ.)
4. Timofeyev V. I., Shcheglov D. K. Comprehensive analysis of influence of weather-climate conditions on the operation of complex military-technical systems and facilities of the ground innovative infrastructure in the Russian Federation Arctic area. *Innovatsii*, 2019, no. 4(246), pp. 26–33. (In Russ.)
5. Artyuhovich M. V., Feoktistova O. G. The role of the technical staff in the flight safety. *Civil Aviation High Technologies*, 2014, no. 204, pp. 39–43. (In Russ.)
6. John L. Conway. Toward a US Air Force Arctic Strategy. *Air & Space Power Journal*, 2017, Summer, pp. 68–81.
7. Ammosov G. S., Ivanov D. S., Ammosov A. P. The features of corrosion exhaustion of tanks resource and assessment of intensity of stress state increasing in welds. *Arctic and Subarctic Natural Resources*, 2017, no. 1(85), pp. 75–80. (In Russ.)
8. Shevtsov S. A., Gunko Ya. N., Hizhnichenko A. S., Bykov I. A. The analysis of fire-dangerous situations in storage tanks for light oil products. *Fire Safety*, 2018, no. 2, pp. 31–37. (In Russ.)
9. Malin Daase, Jørden Berge, Janne E. Søreide, Stig Falk-Petersen. Ecology of Arctic Pelagic Communities. In: *Arctic Ecology*. Eds. David N. Thomas. John Wiley & Sons Ltd, 2021, pp. 219–259. <https://doi.org/10.1002/9781118846582.ch9>
10. Morgunova M., Kovalenko A. Energy innovation in the Arctic. *Ehnergeticheskaya politika*, 2021, no. 4(158), pp. 30–43. (In Russ.)
11. Jan Rosenow, Duncan Gibb, Thomas Nowak, Richard Lowes. Heating up the global heat pump market. *Nature Energy*, 2022, no. 7(10), pp. 901–904.
12. Fetisov E. V., Shevtsov S. A. Use of Earth’s geothermal energy for generate and supply heat for aviation equipment in the Arctic. *Collection of materials of the International Research-to-Practice Conference “Security and Safety Service in Russia: Experience, Problems, Prospects. The Arctic as a Region of Strategic Interests: Legal Policy and Today’s Security and Safety Technologies in the Arctic Region”*, St. Petersburg, 27 Oct 2022. Saint Petersburg University of State Fire Service of Emercom of Russia Publ., 2022, pp. 112–115. (In Russ.)
13. Tsvetkov O. B., Baranenko A. V., Laptev Yu. A., Sapozhnikov S. Z., Khovalyg D. M., Pjatak G. L. Ozone layer-safe refrigerants. *Refrigeration and Air Conditioning*, 2014, no. 3, pp. 98–111. (In Russ.)
14. Shevtsov S. A., Fetisov E. V., Chernobrovkin K. Yu. Heat pump technology of interfacing of processes of storage of aviation fuel and heat supply of technical and operational part premises. *Voennyj inzhener*, 2022, no. 2(24), pp. 32–37. (In Russ.)
15. Semchenko A. N. Patent RU 194018 U1. *Inventions. Utility models*, no. 33 (2019).

Информация об авторах

Шевцов Сергей Александрович, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина», Воронеж, Россия, shevtsov_sa@bk.ru

Фетисов Евгений Вячеславович, кандидат технических наук, доцент, начальник кафедры, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина», Воронеж, Россия, mr_907@mail.ru

Орхоков Алексей Викторович, преподаватель, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина», Воронеж, Россия, avtoZ00@yandex.ru

Сапунов Денис Михайлович, курсант, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина», Воронеж, Россия, sapunov0912@mail.ru

Рощевкин Дмитрий Александрович, курсант, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина», Воронеж, Россия, dimaroshevkin@gmail.com

Authors information

Shevtsov Sergey A., Doctor of Sciences (Engineering), Associate Professor, Professor of the Department, Military Educational and Scientific Centre of the Air Force N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin Air Force Academy, Voronezh, Russia, shevtsov_sa@bk.ru

Fetisov Evgeny V., Candidate of Sciences (Engineering), Associate Professor, Head of Department, Educational and Scientific Centre of the Air Force N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin Air Force Academy, Voronezh, Russia, mr_907@mail.ru

Orkhokov Alexey V., Lecturer, Military Educational and Scientific Centre of the Air Force N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin Air Force Academy, Voronezh, Russia, avtoZ00@yandex.ru

Sapunov Denis M., Cadet, Military Educational and Scientific Centre of the Air Force N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin Air Force Academy, Voronezh, Russia, sapunov0912@mail.ru

Roshchevkin Dmitry A., Cadet, Military Educational and Scientific Centre of the Air Force N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin Air Force Academy, Voronezh, Russia, dimaroshevkin@gmail.com

Статья поступила в редакцию 11.06.2024; одобрена после рецензирования 22.08.2024; принята к публикации 30.08.2024.

The article was submitted 11.06.2024; approved after reviewing 22.08.2024; accepted for publication 30.08.2024.

Научная статья

УДК 629.735.083.02/03:620.179.1

ОБОСНОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ЗЕРКАЛЬНОСТИ И ЦВЕТА НА ВЫЯВЛЕНИЕ ДЕФЕКТОВ ПРИ ВИЗУАЛЬНОМ КОНТРОЛЕ КОМПОЗИТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

(публикуется в рамках молодёжной политики Научного вестника ГосНИИ ГА)

И. А. ДАВЫДОВ¹, А. А. БОГОЯВЛЕНСКИЙ²

¹ Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации имени Главного
маршала авиации А. А. Новикова, Санкт-Петербург, Россия

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

Аннотация. В статье представлены результаты проведённых исследований влияния таких факторов, как цветовые характеристики и зеркальность поверхности на визуальное восприятие трёхмерных дефектов, включая вмятины, на композитных элементах конструкций воздушных судов (ВС). Композитные материалы (КМ) широко применяются в авиационной промышленности благодаря их исключительным прочностным характеристикам и сравнительно незначительной массе, однако визуальный контроль их состояния часто осложнён особенностями поверхностной структуры. В результате теоретико-экспериментального исследования установлено, что изменения в зеркальности и цвете покрытия поверхности существенно влияют на обнаружение дефектов. Чем выше степень зеркальности (которая определяется единицей глянца), коррелирующей со сроком эксплуатации, тем сильнее отражение света, что может как затруднить, так и облегчить обнаружение дефектов, в зависимости от условий освещения и угла наблюдения. Цвет поверхности также играет важную роль: тёмные цвета могут маскировать мелкие дефекты, тогда как светлые покрытия делают их более заметными. Результаты теоретико-экспериментальных исследований позволили установить основные факторы, влияющие на выявление дефектов на поверхности композитных конструкций ВС, что повышает эффективность визуального контроля (выявляемость дефектов до 90 %) и имеет важное значение для обеспечения безопасной эксплуатации авиационной техники.

Ключевые слова: композитные материалы, зеркальность, гляцевитость, эксплуатация авиационной техники, воздушное судно, обеспечение единства измерений

Для цитирования: Давыдов И. А., Богоявленский А. А. Обоснование влияния зеркальности и цвета на выявление дефектов при визуальном контроле композитных конструкций воздушных судов // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 47. С. 84–92.

SUBSTANTIATION OF THE INFLUENCE OF MIRRORING AND COLOR ON THE DETECTION OF DEFECTS DURING VISUAL INSPECTION OF COMPOSITE AIRCRAFT STRUCTURES

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

I. A. DAVYDOV¹, A. A. BOGOYAVLENSKIY²

¹ Saint Petersburg State University of Civil Aviation, Saint Petersburg, Russia

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

Abstract. The article presents the results of studies of the influence of such factors as color characteristics and surface mirroring on the visual perception of three-dimensional defects, including dents, on composite elements of aircraft structures. Composite materials are widely used by all aviation industry due to their exceptional strength characteristics and relatively insignificant mass, however, visual control of their condition is often complicated by the features of the surface structure. As a result of theoretical and experimental studies, it was established that changes in the mirroring and color of the surface coating significantly affect the detection of defects. The higher the degree of mirroring (which is determined by the gloss unit), correlating with the service life, the stronger the light reflection, which can both make it difficult and easier to detect defects, depending on lighting conditions and viewing angle. The color of the surface also plays an important role: dark colors can mask small defects, while light coatings make them more noticeable. The results of theoretical experimental studies made it possible to establish the main factors affecting the detection of defects on the surface of composite structures of the aircraft, which increases the efficiency of visual inspection (detection of defects up to 90 %) and is important for ensuring the safe operation of aircraft.

Keywords: composite materials, mirroring, glossiness, operation of aviation equipment, aircraft, ensuring the uniformity of measurements

For citation: Davydov I. A., Bogoyavlenskiy A. A. Substantiation of the influence of mirroring and color on the detection of defects during visual inspection of composite aircraft structures. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no. 47, pp. 84–92. (In Russ.)

Введение

Эффективная идентификация и комплексная диагностика структурных повреждений на поверхности композитных конструкций играют ключевую роль в обеспечении эксплуатационной надёжности и долговечности ВС. Учитывая требования к безопасности полётов, своевременное выявление дефектов, таких как расслоения, трещины и вмятины, важно для предотвращения потенциальных авиационных инцидентов.

Методы неразрушающего контроля позволяют не только обнаруживать, но и оценивать степень повреждений на КМ [1]. При этом в гражданской авиации особое внимание уделяется оптимизации процессов контроля и минимизации вероятности пропуска критических дефектов. Научные исследования в данной области направлены на совершенствование методик контроля и разработку новых подходов, учитывающих специфические особенности КМ, такие как анизотропность и многослойность [2]. Интеграция технологий неразрушающего контроля с алгоритмами оценки остаточного ресурса конструкции также может способствовать повышению общей эффективности технического обслуживания ВС и увеличению сроков их службы без ущерба для безопасности полётов. Использование методов визуального и неразрушающего контроля позволяет анализировать микроструктурные дефекты [3], которые могут привести к расслоению КМ и последующему снижению аэродинамических характеристик и структурной целостности конструкции.

Методы визуального и неразрушающего контроля обеспечивают возможность регулярного мониторинга состояния конструкции, что является ключевым фактором в контексте предупреждения авиационных инцидентов и продления ресурсов ВС. Визуальный контроль является широко применяемым доступным методом для оценки состояния поверхностей конструкций ВС. Однако эффективность такого контроля напрямую зависит от большого количества факторов [4, 5], в том числе физико-химических свойств поверхности композитных конструкций ВС, таких как спектральная характеристика цвета и коэффициент зеркальности [6].

Эти параметры могут значительно влиять на эффективность визуального контроля [2–4], особенно в условиях изменяющегося освещения и воздействия окружающей среды. Для повышения достоверности визуальной диагностики применяются дополнительные технологии, такие как компьютерное зрение и фотометрический анализ [5–7], что позволяет получать точные данные о состоянии материалов и их потенциальных дефектах.

Методы исследования

В ходе теоретико-экспериментального исследования использовались контрольные образцы из многослойного углепластика (марка Т800, или отечественный аналог – УНМ), из которого и изготавливаются авиационные композитные конструкции ВС, в частности Superjet 100 (RRJ-95), Airbus A319/320. Контрольные образцы обладали различной степенью зеркальности и разнообразными цвето-спектральными характеристиками покрытия [1, 2].

В рамках данного конкретного исследования применено нестандартизованное понятие «глянцевитость», под которым подразумевается оптическое свойство поверхности материала, характеризующее его способность отражать свет с определённой интенсивностью и направленностью. Глянцевитость характеризуется степенью зеркальности поверхности (способностью к зеркальному отражению света). Степень зеркальности указывает на уровень блеска поверхности и измеряется блескомером (определяет значения блеска окрашенных поверхностей, которые коррелируются с визуальным восприятием блеска) в единицах глянца (ЕГ, Gloss Units, международное обозначение – GU). В настоящей статье применено также нестандартизованное понятие – «цвето-спектральные характеристики», под которыми подразумеваются количественные параметры, описывающие распределение энергии светового излучения по длинам волн в видимой области спектра. Эти характеристики позволяют оценить, как объект или поверхность отражает, поглощает или излучает свет в зависимости от длины волны, что, в свою очередь, определяет его цвет и оптические свойства.

Использование вышеупомянутых контрольных образцов позволило оценить влияние поверхностных оптических свойств на эффективность обнаружения дефектов на поверхности композитных конструкций ВС. Экспериментальные данные получены авторами в ходе испытаний контрольных образцов с покрытием различной зеркальности и цветовых характеристик [2, 3, 7, 8], что позволило изучить влияние этих оптических параметров (зеркальность, цвето-спектральные характеристики) на эффективность визуального контроля и выявления дефектов. Исследования проводились на контрольных образцах, содержащих различные дефекты [9], такие как вмятины с различной глубиной и шириной [1]. Уровень глянцевого (степень зеркальности) покрытия варьировался от высокого, >90 ЕГ, что соответствует состоянию свеженанесённого покрытия, до низкого, <60 ЕГ, имитирующего ускоренное старение покрытия после продолжительной эксплуатации ВС [2–4]. Управление этими изменениями позволило смоделировать и проанализировать влияние износа поверхности (эрозия и коррозия) на эффективность обнаружения повреждений с помощью визуальных методов контроля [8]. Такой подход способствовал получению более достоверных данных (выявляемость дефектов от 40 до 90 %) о влиянии различных физических и оптических свойств поверхности на процесс визуального контроля в условиях эксплуатации ВС [1, 7].

Для моделирования отражения света от поверхности применяется модель Фонга [3–6], согласно которой интенсивность отражённого света I может быть описана как сумма зеркальной и диффузной составляющих [3, 4], каждая из которых зависит от угла падения света, угла отражения [3], а также от физико-химических характеристик поверхности. От последних, в свою очередь, зависит, каким образом материал взаимодействует с другими веществами или внешней средой, что позволяет получить представление о поведении света на поверхностях сложных

конфигураций и является критически важным при анализе визуальных эффектов на материалах с различной текстурой и глянцеви́тостью:

$$I = I_d + I_s = k_d I_j (\mathbf{n} \cdot \mathbf{l}) + k_s I_j (\mathbf{r} \cdot \mathbf{v})^n,$$

где I_d – интенсивность диффузного отражения, т. е. рассеянный свет; I_s – интенсивность зеркального отражения, т. е. отражённого света под определённым углом, как от зеркала; k_d и k_s – коэффициенты диффузного и зеркального отражения; I_j – интенсивность падающего света, т. е. мощность света, который падает на поверхность; $\mathbf{n}$ – нормальный вектор к поверхности, $\mathbf{l}$ – вектор, указывающий на источник света, описывает направление, откуда на поверхность падает свет, $\mathbf{r}$ – вектор отражения света, формируется в результате отражения падающего света от поверхности и зависит от угла падения и типа поверхности, $\mathbf{v}$ – вектор наблюдателя, т. е. вектор, который указывает на наблюдателя, измеряющего интенсивность света. Он описывает, в каком направлении от поверхности распространяется свет после отражения, который затем наблюдает человек; n – показатель степени блеска поверхности (зеркальность). Использование модели отражения Фонга обеспечивает возможность оценить и рассчитать видимость дефектов на КМ элементов конструкций ВС в зависимости от углов отражения светового потока. Например, рассчитав интенсивность диффузного и зеркального отражений, можно определить порог видимости объекта при данных условиях освещения, где интенсивность отражённого света I , превышающая заданное значение, будет соответствовать приемлемой видимости, что повышает достоверность прогноза видимости дефектов, таких как микротрещины и поверхностные вмятины. Учитываются такие характеристики, как геометрия поверхности дефекта, интенсивность падающего света (измеряется люксометром в люксах(лк)), а также свойства КМ, такие как коэффициент отражения и зеркальность поверхности.

При изменении угла наклона поверхности с вмятиной меняется и ориентация нормального вектора $\mathbf{n}$, что, в свою очередь, существенно влияет на значение угла между вектором отражения $\mathbf{r}$ и вектором наблюдателя. Эти изменения оказывают непосредственное воздействие на условия освещённости и видимость дефектов на поверхности КМ. Влияние ориентации нормали особенно критично при анализе компонентов отражения, что необходимо учитывать при разработке и применении технологий визуального контроля. Видимость дефекта достигает максимума, когда скалярное произведение $(\mathbf{r} \cdot \mathbf{v})$ стремится к единице [2], что соответствует ситуации, когда углы падения и отражения равны. Это объясняется законом зеркального отражения, согласно которому максимальная интенсивность наблюдается при совпадении угловых характеристик падающего и отражённого света. Чувствительность к изменениям в геометрии поверхности описывается первой производной функции интенсивности отражения:

$$\frac{dI}{d\theta} = \frac{\partial I_d}{\partial \theta} + \frac{\partial I_s}{\partial \theta},$$

где θ – угол падения света. Значения производной интенсивности отражённого света по углу падения указывают на изменения в уровне отражения при малых изменениях угла. Такая изменчивость свидетельствует о высокой чувствительности поверхности к вариациям в направлении освещения, способствуя более эффективному выявлению структурных дефектов.

Эффективность визуального контроля повреждений зависит от интенсивности отражённого света, который, в свою очередь, определяется коэффициентом отражения R . Согласно модели Фонга (с учётом вектора полутени)

$$R(\theta, \phi) = k_d \frac{I_j}{\pi} + k_s \frac{I_j (\mathbf{n} \cdot \mathbf{h})^n}{(\mathbf{v} \cdot \mathbf{r})^m},$$

где ϕ – угол отражения света, $\mathbf{h}$ – вектор полутени, i – точки поверхности, для которых определяется освещённость или отражение света, m – общее количество точек, по которым

происходит суммирование освещённости на поверхности и которые имеют различные углы отражения и интенсивность света.

Авторами была применена модель, направленная на минимизацию ошибок при выявлении дефектов. В качестве ключевого подхода был использован метод наименьших квадратов для минимизации суммы квадратов отклонений между экспериментальными данными и расчётными значениями моделей:

$$S(x)=\sum_{i=1}^k\left(y_i-f(x,t_i)\right)^2,$$

где $S(x)$ – функция ошибки, y_i – экспериментальные данные, $f(x,t_i)$ – модель, описывающая зависимость данных от параметров x , t_i – временные точки. Минимизация этой функции позволяет находить оптимальные параметры x , обеспечивающие наилучшее согласование модели Фонга с экспериментальными данными.

Основные результаты теоретических и экспериментальных исследований

Значения показателя блеска n зависят от нескольких факторов, таких как угол освещения, состояние поверхности, материал и цвет поверхности, и обусловлены зеркальностью поверхности. Интенсивность падающего света I_j задаётся как постоянная величина, равная 100 лк. Значения коэффициентов диффузного и зеркального отражения авторами приняты равными $k_d=0,5$ и $k_s=0,5$. Принятие значений обоих коэффициентов по 0,5 обеспечивает получение усреднённой, универсальной модели.

Значения ЕГ критически важны при анализе оптических свойств КМ марок, используемых в авиационной промышленности. Повышение уровня зеркальности способствует увеличению интенсивности отражённого света [9], что значительно улучшает обнаружение дефектов на поверхности композитных конструкций ВС. В таблице показано, что выявляемость дефектов составляет до 90 %, то есть выявляется 90 % от общего числа дефектов.

Влияние зеркальности и цвета на видимость дефектов на композитных конструкциях ВС типов Superjet 100 (RRJ-95), Airbus A319/320

Параметры поверхности	Зеркальность (ЕГ)	Угол падения (θ)	Интенсивность отражённого света (I, лк)	Выявляемость дефектов (%)
Глянцевая поверхность (новая краска)	90	30°	85	90
		45°	80	90
		60°	70	85
Полуглянцевая поверхность (после 40 мес. эксплуатации)	60	30°	60	70
		45°	55	65
		60°	50	60
Матовая поверхность (после 60 мес. эксплуатации)	40	30°	45	50
		45°	40	45
		60°	35	40

Исследование проводилось в рамках сотрудничества ФГБОУ ВО «СПб ГУГА им. А. А. Новикова» и АО «Авиакомпания «Россия» по организации производственной кафедры «Авиационная техника и диагностика» в реализации для подготовки обучающихся по специальности 25.05.05 «Эксплуатация воздушных судов и организация воздушного

движения» специализации «Организация технического обслуживания и ремонта воздушных судов» и направлениям подготовки 25.03.01 «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей» профиль «Поддержание лётной годности». Параметры поверхности в исследовании определялись по усреднённым значениям для ВС Superjet 100 (RRJ-95), Airbus A319/320 из парка АО «Авиакомпания «Россия».

Интенсивность отражения света зависит от угла падения: при его уменьшении интенсивность увеличивается, что положительно сказывается на видимости дефектов. Математические расчёты проводились на основе модели Фонга в программном обеспечении Microsoft Excel. Высокая интенсивность отражённого света способствует улучшению восприятия формы и контуров поверхности.

Процент выявляемости дефектов визуальным осмотром демонстрирует эффективность визуального контроля (рисунок). Экспериментальные данные в таблице показывают, что эксплуатация ВС со временем приводит к снижению уровня зеркальности покрытий. В течение нескольких лет уровень блеска может уменьшиться с более чем 90 ЕГ до 40 ЕГ, что снижает заметность дефектов на поверхности.

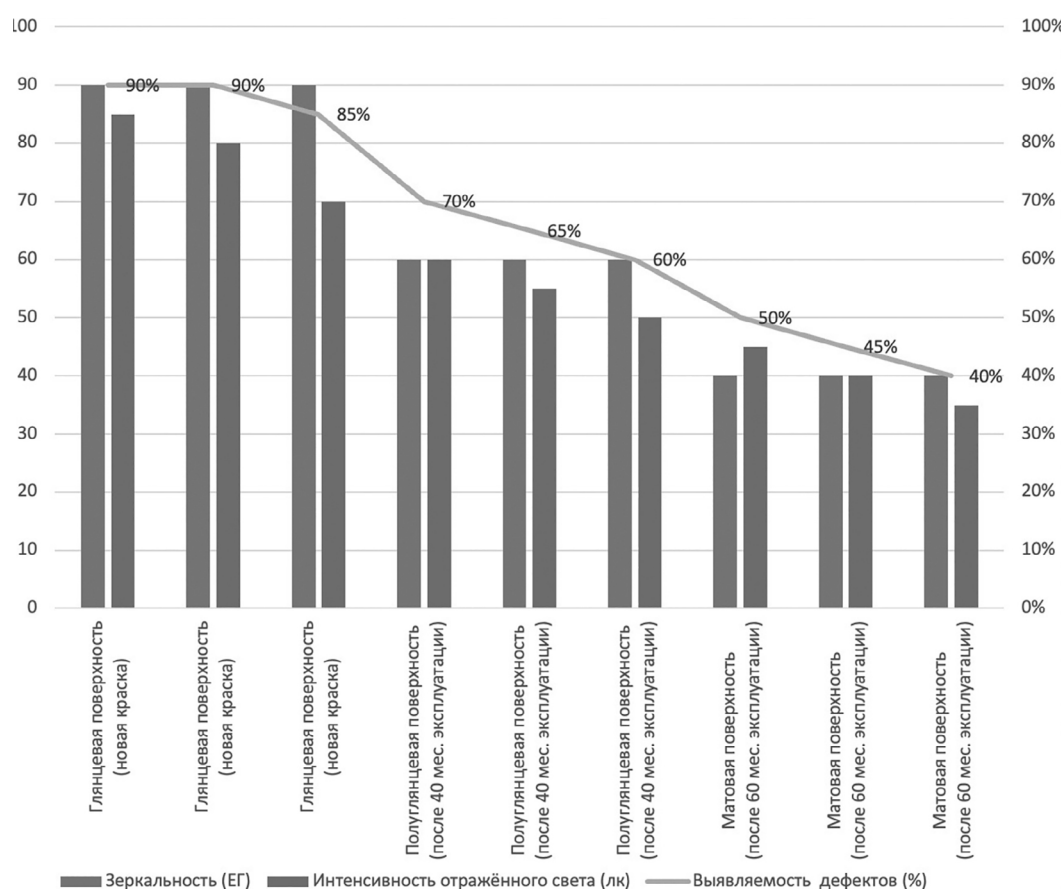


Рис. 1. Влияние зеркальности и цвета на видимость дефектов на композитных конструкциях ВС

Полученные авторами экспериментальные данные доказывают важность учёта характеристик поверхностной текстуры при проведении визуального контроля ВС. Оптимизация таких параметров, как цветовая гамма и зеркальность покрытия, может улучшить эффективность визуального контроля. Для повышения достоверности (до 90 % выявляемости дефектов) визуального контроля рекомендуется применение покрытий с повышенными показателями глянца (90 ЕГ) и, как показано в [2], светлыми цветовыми характеристиками, особенно в зонах с высокой вероятностью возникновения дефектов (участки конструкции ВС, которые

подвержены наибольшему механическому, термическому или химическому воздействию. Это места соединений, области вокруг заклёпок и болтов, зоны, подверженные воздействию высоких температур, а также участки с повышенным уровнем вибраций). Кроме того, регулярное обновление покрытия и очистка поверхности от накопившейся пыли и загрязнений повысят эффективность визуального контроля.

При этом достоверность и прослеживаемость результатов визуального контроля, полученных авторами с применением упомянутых в настоящей статье средств и методов, и представленных в настоящей публикации, обеспечены соблюдением процедур метрологического обеспечения и обеспечения единства измерений, изложенных в [10, 11].

Заключение

Рассмотрено влияние оптических свойств поверхности КМ на эффективность визуального контроля и идентификации дефектов на конструктивных элементах ВС. Установлено, что такие характеристики поверхности, как зеркальность и, как показано в [2], и цвет покрытия влияют на эффективность обнаружения повреждений, включая трещины, вмятины и другие виды дефектов, возникающие при эксплуатации авиационной техники. Установлено, что интенсивность отражённого света, напрямую связанная с коэффициентом отражения покрытия, также влияет на видимость дефектов. Повышенная зеркальность и светлые оттенки цвета покрытия позволяют улучшить условия для визуального контроля, что снижает вероятность пропуска критически важных повреждений.

Кроме того, исследование показало, что от геометрических характеристик поверхности авиационных конструкций из КМ, таких как угол наклона и кривизна, зависят отражательные свойства материалов. Чувствительность к подобным изменениям может быть использована для совершенствования метода визуального неразрушающего контроля. В частности, использование компьютерного моделирования, имитирующего поведение света на различных поверхностях, может служить инструментом для оптимизации процедур контроля состояния авиационных конструкций.

Значения степени зеркальности покрытия, близкие к верхнему диапазону глянецности (до 90 ЕГ), способствуют лучшей видимости дефектов, особенно при задававшихся в эксперименте углах падения света 30° или 45°. Из полученных результатов можно сделать вывод о значительном влиянии на видимость дефектов изменения угла падения света. Полученные результаты показывают также целесообразность и возможность дальнейшего совершенствования метода визуального контроля.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Давыдов И. А. Повышение достоверности визуального контроля повреждённых элементов конструкции воздушных судов, выполненных из композиционных материалов // Научный вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25. № 4. С. 44–55.
2. Давыдов И. А. Анализ влияния цвета поверхности элементов конструкции воздушных судов, выполненных из композиционных материалов, на надёжность визуального контроля // Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации. 2022. № 2(35). С. 102–116.
3. Давыдов И. А., Кондрякова М. А. Автоматизация процесса диагностирования подповерхностных расслоений на композиционных конструкциях воздушных судов // Вестник Академии гражданской авиации. 2023. № 4(31). С. 10–19.

4. Фейгенбаум Ю. М., Дубинский С. В. Надёжность выявления поверхностных дефектов композитной конструкции при визуальном эксплуатационном контроле // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2016. № 12(323). С. 68–80.
5. Norris G. HondaJet engine wins certification. *Aviation Week & Space Technology*, 2013, vol. 175, no. 58, p. 50.
6. Jansson N. E., Lutz A., Wolfahrt M., Sjunnesson A. Testing and analysis of a highly loaded composite flange. *Materials of 13th European Conference on Composite Materials*, Stockholm, Sweden, 2008.
7. Koff B. L. Gas turbine technology evolution: a designer's perspective. *Journal of Propulsion and Power*, 2004, vol. 13, no. 3, pp. 123–128.
8. Nicholas D. Stilin. Structural composite fan exit guide vane for a turbomachine. Patent no. EP2562361 A1, 2013.
9. Раскутин А. Е. Российские полимерные композиционные материалы нового поколения, их освоение и внедрение в перспективных разрабатываемых конструкциях // Авиационные материалы и технологии. 2017. № S. С. 349–367.
10. Богоявленский А. А., Ермолаева О. Л. Метрологическое обеспечение работ по неразрушающему контролю и диагностированию авиационной техники // Научный вестник МГТУ ГА. 2012. № 175. С. 154–157.
11. Богоявленский А. А., Ермолаева О. Л. Об организации и проведении работ по обеспечению единства измерений на воздушном транспорте // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2012. № 2(313). С. 24–29.

References

1. Davydov I. A. Increasing the reliability of visual inspection of damaged structural elements of aircraft made of composite materials, *Civil Aviation High Technologies*, 2022, vol. 25, no. 4, pp. 44–55. (In Russ.)
2. Davydov I. A. Analysis of the influence of the surface color of aircraft structural elements made of composite materials on the reliability of visual control. *Vestnik Sankt-Peterburgskogo gosudarstvennogo universiteta grazhdanskoj aviatsii*, 2022, no. 2(35), pp. 102–116. (In Russ.)
3. Davydov I. A., Kondryakova M. A. Automation of the process of diagnosing subsurface stratifications on composite structures of aircraft. *Bulletin of the Academy of Civil Aviation*, 2023, no. 4(31), pp. 10–19. (In Russ.)
4. Dubinsky S. V., Feigenbaum Yu. M. Reliability of detection of surface defects of a composite structure during visual operational control. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2016, no. 12, pp. 68–80. (In Russ.)
5. Norris G. HondaJet engine wins certification. *Aviation Week & Space Technology*, 2013, vol. 175, no. 58, p. 50.
6. Jansson N. E., Lutz A., Wolfahrt M., Sjunnesson A. Testing and analysis of a highly loaded composite flange. *Materials of 13th European Conference on Composite Materials*, Stockholm, Sweden, 2008.
7. Koff B. L. Gas turbine technology evolution: a designer's perspective. *Journal of Propulsion and Power*, 2004, vol. 13, no. 3, pp. 123–128.
8. Nicholas D. Stilin. Structural composite fan exit guide vane for a turbomachine. Patent no. EP2562361 A1, 2013.
9. Raskutin A. E. Russian polymer composite materials of a new generation, their development and implementation in promising structures being developed. *Aviation materials and technologies*, 2017, no. S, pp. 349–367. (In Russ.)
10. Bogoyavlenskiy A. A., Ermolaeva O. L. The metrological maintenance of works on nondestructive testing and diagnostics of aviation technique. *Civil Aviation High Technologies*, 2012, no. 175, pp. 154–157. (In Russ.)
11. Bogoyavlenskiy A. A., Ermolaeva O. L. On the organization and carrying out of works on maintenance the informity of measurements in air transport. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2012, no. 2(313), pp. 24–29. (In Russ.)

Информация об авторах

Давыдов Искандар Ахтамович, старший преподаватель кафедры, Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации имени Главного маршала авиации А. А. Новикова, Санкт-Петербург, Россия, iskander_bek@mail.ru

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

Authors information

Davydov Iskandar A., Senior Lecturer of the Department, Saint Petersburg State University of Civil Aviation, Saint Petersburg, Russia, iskander_bek@mail.ru

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

Статья поступила в редакцию 29.08.2024; одобрена после рецензирования 27.09.2024; принята к публикации 05.10.2024.

The article was submitted 29.08.2024; approved after reviewing 27.09.2024; accepted for publication 05.10.2024.

Обзорная статья

УДК 629.735.45:629.735.054.07.058.47

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ АВИАГОРИЗОНТОВ АГБ-3К СЕРИЯ 3 НА ВЕРТОЛЁТАХ МИ-8Т, МИ-8МТВ-1

В. В. ГРИГОРИН-РЯБОВ, С. В. БАРМИНА, К. В. КАРАСЁВ, Н. М. СЕМЁНОВ, А. Л. РЯБЕНИН

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. Авиагоризонты АГБ-3К серия 3, эксплуатируемые на вертолётах типа Ми-8Т, Ми-8МТВ-1 (далее – вертолёт Ми-8) имеют небольшие назначенные и межремонтные ресурсы, сроки службы при высокой стоимости изделий. Для снижения эксплуатационных расходов, связанных с высокой стоимостью ремонта и невозможностью выполнения восстановительного ремонта в условиях авиационно-технической базы эксплуатационных предприятий, и для более полного использования технических возможностей парка вертолётов Ми-8 и их модификаций при обеспечении заданного уровня надёжности и безопасности полётов рассмотрена возможность расширения ресурсов и сроков службы авиагоризонтов АГБ-3К серия 3 по результатам проведения подконтрольной эксплуатации с положительными результатами. На основании данных Авиарегистра России авторами произведён расчёт показателей надёжности и сделано заключение о целесообразности дальнейшей эксплуатации изделий АГБ-3К серия 3 с увеличенными ресурсами и сроками службы.

Ключевые слова: гражданская авиация, вертолёт, подконтрольная эксплуатация, бортовое оборудование, авиагоризонт, параметр суммарного потока отказов, наработка на отказ и повреждение, ресурс, срок службы, эксплуатация авиационной техники

Для цитирования: Григорин-Рябов В. В., Бармина С. В., Карасёв К. В., Семёнов Н. М., Рябинин А. Л. Совершенствование эксплуатации авиагоризонтов АГБ-3К серия 3 на вертолётах Ми-8Т, Ми-8МТВ-1 // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 47. С. 93–98.

IMPROVING THE OPERATION OF SERIES 3 AGB-3K HORIZONTAL SITUATION INDICATORS ON MI-8T, MI-8MTV-1 HELICOPTERS

V. V. GRIGORIN-RYABOV, S. V. BARMINA, K. V. KARASEV, N. M. SEMENOV, A. L. RYABININ

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

Abstract. Series 3 AGB-3K horizontal situation indicators operated on Mi-8T, Mi-8MTV-1 helicopters (hereinafter referred to as the Mi-8 helicopter) have short assigned and overhaul resources and service life at a high cost of the products. To reduce operating costs associated with the high cost of repairs and the impossibility to provide refurbishment in operators' AMBs, as well as for better use of the technical capabilities of the Mi-8 helicopter fleet and their modifications while ensuring a specified level of reliability and flight safety, consideration has been given to the possibility of extending the resources and service life of the series 3 AGB-3K horizontal situation indicators based on the results of flight service evaluation with positive results. Based on data from the Aviation Registration Office of Russia, reliability indicators were calculated, and a conclusion was made on the advisability of further operation of products with extended resources and service life.

Keywords: civil aviation, helicopter, flight service evaluation, airborne equipment, horizontal situation indicator, total failure intensity, time between failures and damage, resource, service life, operation of aviation equipment.

For citation: Grigorin-Ryabov V. V., Barmina S. V., Karasev K. V., Semenov N. M., Ryabinin A. L. Improving the operation of series 3 AGB-3K horizontal situation indicators on Mi-8T, Mi-8MTV-1 helicopters. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no. 47, pp. 93–98. (In Russ.)

Введение

Действующие ресурсы и сроки службы авиагоризонтов АГБ-3К серия 3 ограничены. Изделия АГБ-3К серия 3 эксплуатируются на вертолётах Ми-8 с ресурсом и сроком службы до 1-го ремонта 3000 ч, 7 лет, межремонтным ресурсом и сроком службы 3000 ч, 5 лет и назначенным ресурсом и сроком службы 9000 ч и 15 лет^{1, 2}. В связи с производственной необходимостью, обусловленной небольшими назначенным и межремонтным ресурсами авиагоризонта АГБ-3К серия 3, а также снижением эксплуатационных расходов на техническое обслуживание, и для обеспечения бесперебойной работы авиагоризонтов АГБ-3К серия 3 на Ми-8 сотрудниками ФГУП ГосНИИ ГА выполнен комплекс работ, результаты которых позволяют проводить расширение ресурсов и сроков службы внесением изменений в эксплуатационную документацию.

Для обоснования возможности установления увеличенных ресурсов и продолжительности подконтрольной эксплуатации авиагоризонтов были проработаны следующие информационные материалы:

- анализ отказобезопасности авиагоризонтов АГБ-3К серия 3, входящих в систему индикации и контроля пространственного положения Ми-8, эксплуатируемых в отечественной гражданской авиации (ГА), утверждённый ФГУП ГосНИИ ГА [1];
- сведения об отказах и неисправностях АГБ-3К серия 3 за период с 2020 по 2022 год на основании карточек учёта неисправностей авиационной техники из данных Авиарегистра России;
- обоснование на основании положительных результатов подконтрольной эксплуатации [2];
- заключение [3];
- сведения об инцидентах, имевших место на парке вертолётов типа Ми-8Т, Ми-8МТВ-1 и их модификаций, эксплуатирующихся в ГА за период с 2020 по 2022 год;
- эксплуатационно-техническая документация на авиагоризонт АГБ-3К серия 3.

Характеристики надёжности изделий АГБ-3К серия 3, эксплуатирующихся на Ми-8 в отечественных авиакомпаниях

Суммарный налёт АГБ-3К серия 3 в отечественных авиакомпаниях за период 2020–2022 гг. составил ≈491776 лётн. ч, на основании данных Авиарегистра России в период с 01.01.2020 по 31.12.2022 зарегистрирован 161 отказ, из них в полёте – 72 отказа, что составляет 44,72 % от их общего числа.

В основном отказы проходили без последствий, за исключением:

- отказ АГБ № 07066341 (правый), наработка с начала эксплуатации (СНЭ): 7323 ч, после последнего ремонта (ППР): 4909 ч, на Ми-8МТВ-1 № RA-22991 АО «ЮТэйр-Вертолётные

¹ Бюллетень № М2674-БЭ-Г. Вертолёт Ми-8. Ресурсы и сроки службы вертолётов Ми-8 и их модификаций, введён в действие УПЛГ Росавиации 22.12.2009.

² Бюллетень № Т2775-БЭ-Г. Вертолёты Ми-8МТВ-1, Ми-8АМТ. Ресурсы и сроки службы вертолётов Ми-8МТВ-1, Ми-8АМТ и их модификаций, введён в действие УПЛГ Росавиации 22.12.2009.

услуги», квалифицирован как инцидент, командиром воздушного судна (КВС) было принято решение о возвращении на посадочную площадку вылета;

- отказ АГБ № 05088405 (левый), наработка СНЭ: 5712 ч, ППР: 282 ч, на Ми-8МТВ-1 № RA-25821 АО «ЮТэйр-Вертолётные услуги», квалифицирован как инцидент, КВС принял решение продолжить полёт до пункта назначения;

- отказ АГБ № 10077571 (правый), наработка СНЭ: 4212 ч, ППР: 959 ч, на Ми-8МТВ-1 № RA-25828 АО «ЮТэйр-Вертолётные услуги», квалифицирован как инцидент, КВС принял решение продолжить полёт до пункта назначения.

Для оценки надёжностных характеристик изделий авиационной техники, относящихся к классу восстанавливаемых, используется параметр суммарного потока отказов $\omega_0(t)$, который характеризует смешанный поток отказов и повреждений изделий с разной наработкой, получающийся при эксплуатации с заменой отказавших изделий исправными, в том числе новыми, отремонтированными и восстановленными путём устранения отказов. Этот показатель непосредственно определяет поток заявок на выполнение работ по техническому обслуживанию и ремонту (ТОиР) рассматриваемого изделия. Параметр суммарного потока отказов $\omega_0(t)$ используется наряду со средней наработкой на отказ и повреждение T_c [4].

Средняя наработка на отказ и повреждение T_c составила 10000,01 лётн. ч, наработка на отказ в полёте $T_{п} = 7049,22$ лётн. ч, отказы единичные.

С ростом наработки изделий за период с 2020 по 2022 год увеличения суммарного потока отказов $\omega_0(t)$ и появления новых по характеру отказов и неисправностей не отмечено. Значения параметра $\omega_0(t)$ по годам приведены в таблице.

Значения параметра суммарного потока отказов по годам

Наименование изделия	Шифр	$\omega_0(t) \cdot 10^{-5}$, 2020	$\omega_0(t) \cdot 10^{-5}$, 2021	$\omega_0(t) \cdot 10^{-5}$, 2022
Авиаторизонт	АГБ-ЗК	11,11	12,54	8,72

Диаграмма распределения параметра суммарного потока отказов изделия по годам представлена на рис. 1.

На рис. 2 и рис. 3 представлены диаграммы зависимости числа отказов от наработки изделия АГБ-ЗК в часах СНЭ и ППР.

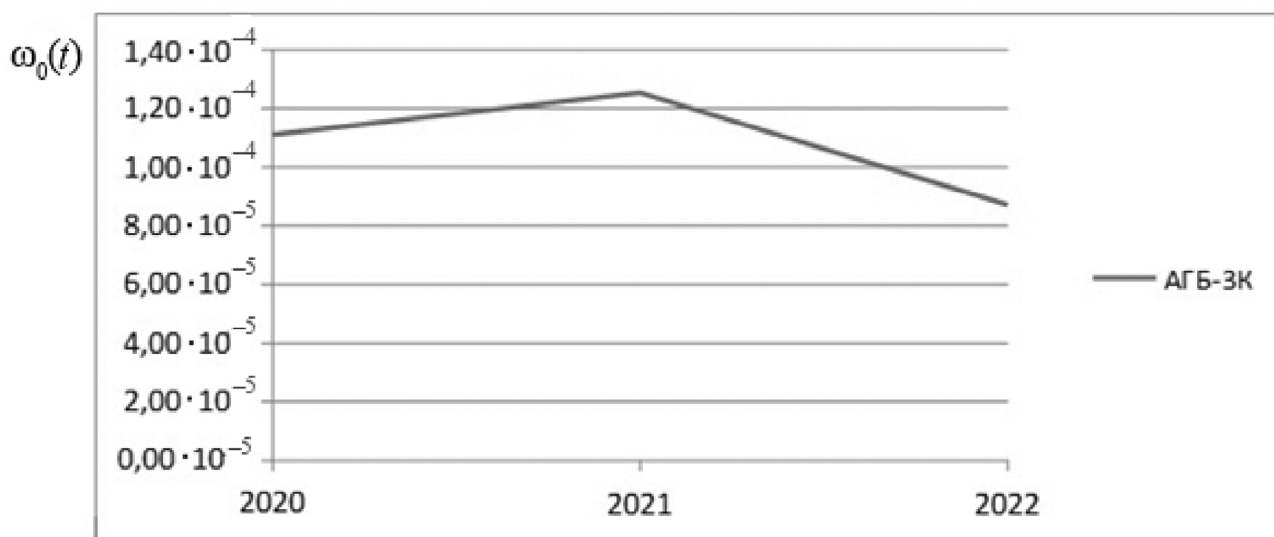


Рис. 1. Диаграмма распределения параметра суммарного потока отказов изделия по годам

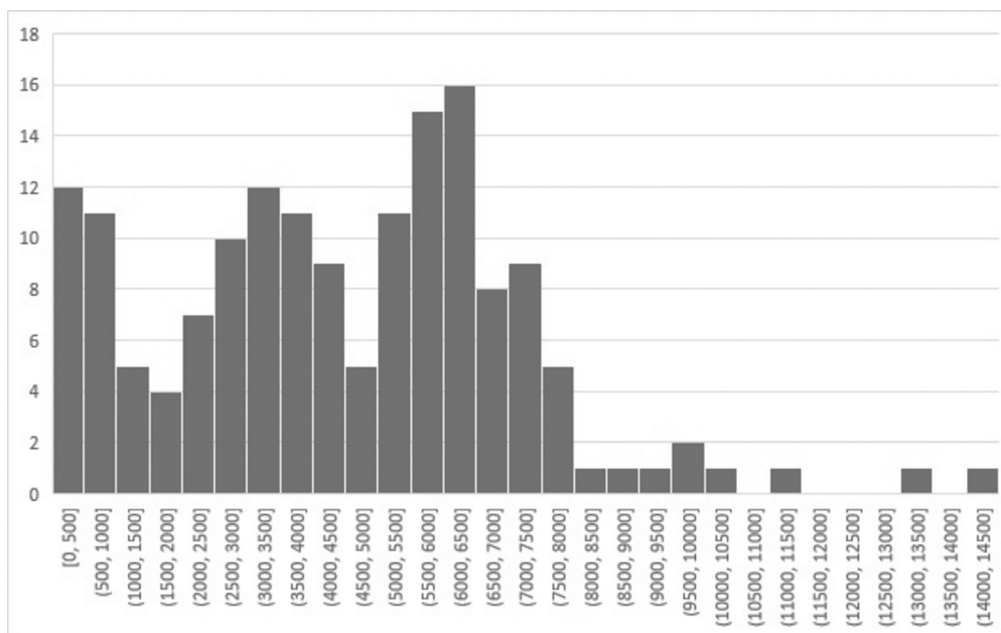


Рис. 2. Диаграмма зависимости числа отказов от наработки изделия АГБ-3К в часах СНЭ

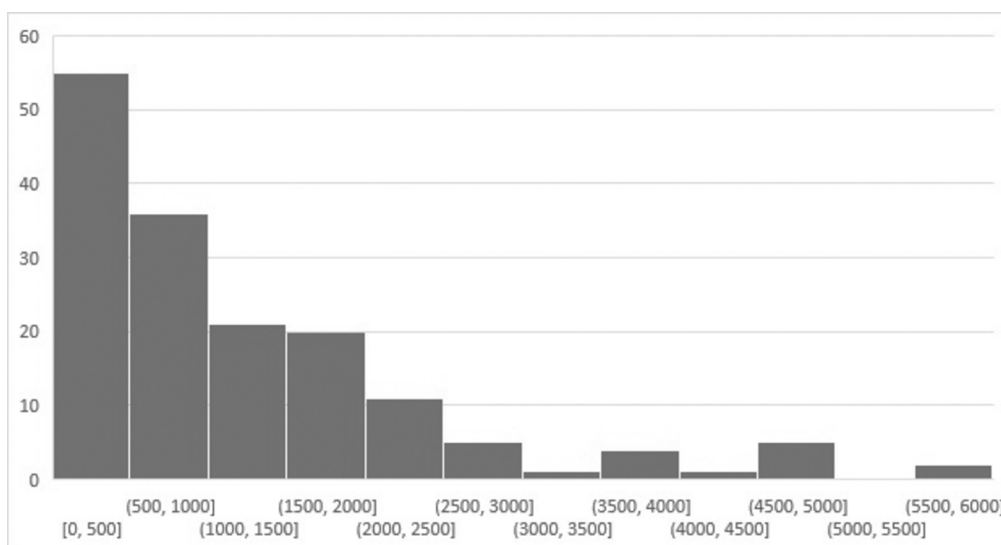


Рис. 3. Диаграмма зависимости числа отказов от наработки изделия АГБ-3К в часах ППР

Анализ отказобезопасности авиагоризонтов АГБ-3 серия 3 [6] показал, что выход из строя в полёте одного АГБ-3К серия 3 характеризуется, как правило, не хуже, чем усложнение условий полёта (УУП). Пилотирование следует осуществлять по исправным авиагоризонтам и их контролем.

Отказ в полёте двух АГБ-3К серия 3 характеризуется как сложная ситуация с посадкой на свой или ближайший аэродром с прекращением полётного задания [6].

Анализ инцидентов за период 2020–2022 гг. эксплуатации Ми-8 в отечественной ГА показал, что одновременно двух отказов АГБ-3К серия 3 в одном полёте не зарегистрировано.

Анализ отказов и неисправностей АГБ-3К серия 3 на Ми-8 показывает, что отказы все типовые и не зависят от наработки изделий (рис. 2, рис. 3).

Все отказы АГБ-3К серия 3 в полёте сигнализировались экипажу встроенной и внешней системами контроля, своевременно распознавались экипажем и приводили к ситуации не хуже чем УУП.

В рассматриваемый период по заявкам отечественных авиакомпаний на подконтрольную эксплуатацию рекомендовано порядка 300 изделий АГБ-3К серия 3, отработавших или имеющих незначительные остатки действующих ресурсов, сроков службы. Из них 230 изделий ($\approx 75\%$ от общего числа рекомендованных) установлены на подконтрольную эксплуатацию для продолжения эксплуатации на Ми-8 в комплектациях двух или трёх авиагоризонтов (АГБ лев., АГБ прав., АГБ резерв.).

Заключение

Положительные результаты подконтрольной эксплуатации показали возможность увеличения парка авиагоризонтов АГБ-3К серия 3 на вертолётах Ми-8 ресурсов и сроков службы до следующих значений: назначенный срок службы 17 лет, ресурс до 1-го ремонта и межремонтный 4000 лётн. ч, межремонтный и до 1-го ремонта срок службы 7 и 9 лет соответственно в пределах действующего назначенного ресурса 9000 лётн. ч.

Положительные результаты подконтрольной эксплуатации авиагоризонтов АГБ-3К серия 3 на вертолётах Ми-8 по Программе работ, утверждённой Филиалом «НИИ Аэронавигации» ФГУП ГосНИИ ГА 09.10.2017 и АО «МВЗ им. М. Л. Миля» 11.10.2017, при условии поэтапного подтверждения допускают эксплуатацию авиагоризонтов в пределах следующих ресурсов и сроков службы: назначенный ресурс и срок службы 18000 лётн. ч, 30 лет, ресурс до 1-го ремонта и межремонтный 7500 лётн. ч, 15 лет [3, 4].

Эксплуатацию авиагоризонтов следует проводить по действующей эксплуатационной документации при условии проверки АГБ-3К серия 3 не реже одного раза в год.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Анализ отказобезопасности авиагоризонтов, входящих в систему индикации и контроля пространственного положения вертолётов типа Ми-8, эксплуатируемых в гражданской авиации РФ. ФГУП ГосНИИ ГА, 2023. 4 с.
2. Обоснование возможности установления ресурсов, сроков службы до 1-го ремонта 4000 лётн. ч, 9 лет, межремонтного 4000 лётн. ч, 7 лет, назначенного срока службы 17 лет парка АГБ-3К сер.3, эксплуатируемым на вертолётах типа Ми-8Т, Ми-8МТВ-1 и их модификаций. ФГУП ГосНИИ ГА, 2023. 22 с.
3. Заключение по результатам подконтрольной эксплуатации изделий АГБ-3К сер. 3 на вертолётах типа Ми-8Т, Ми-8МТВ-1 и их модификаций с ресурсами и сроками службы свыше действующих в авиакомпаниях ГА. Филиал «НИИ Аэронавигации» ФГУП ГосНИИ ГА и АО «МВЗ им. М.Л. Миля», 2016. 64 с.
4. Воробьёв В. Г., Зыль В. П., Кузнецов С. В. Основы теории технической эксплуатации пилотажно-навигационного оборудования. Москва: Транспорт, 1999. 334 с.

References

1. Analiz otkazobezопасnosti aviagorizontov, vkhodyashchikh v sistemu indikatsii i kontrolya prostranstvennogo polozheniya vertolyotov tipa Mi-8, ehkspluatiruemykh v grazhdanskoj aviatsii RF. FGUP GosNII GA, 2023, 4 p. (In Russ.)
2. Obosnovanie vozmozhnosti ustanovleniya resursov, srokov sluzhby do 1-go remonta 4000 l. ch., 9 let, mezhremontnogo 4000 l. ch., 7 let, naznachennogo sroka sluzhby 17 let parku AGB-3K ser.3, ehkspluatiruemym na vertolyotakh tipa Mi-8T, Mi-8MTV-1 i ikh modifikatsij. FGUP GosNII GA, 2023, 22 p. (In Russ.)

3. Zaklyuchenie po rezul'tatam podkontrol'noj ehkspluatatsii izdelij AGB-3K ser. 3 na vertolyotakh tipa Mi-8T, Mi-8MTV-1 i ikh modifikatsij s resursami i srokami sluzhby svyshe dejstvuyushchikh v aviakompaniyakh GA. Filial "NII Aehronavigatsii" FGUP GosNII GA, "MVZ im. M. L. Milya", 2016, 64 p. (In Russ.)

4. Vorobyov V. G., Zyl V. P., Kuznetsov S. V. *Osnovy teorii tekhnicheskoy ehkspluatatsii pilotazhno-navigatsionnogo oborudovaniya [Fundamentals of the theory of technical operation of the flight and navigation equipment]*. Moscow, Transport Publ., 1999, 334 p. (In Russ.)

Информация об авторах

Григорин-Рябов Виктор Владимирович, старший научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, vgrigorin@gosniiga.ru

Бармина Светлана Викторовна, старший научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, SV_Barmina@gosnniga.ru

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

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

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

Authors information

Grigorin-Ryabov Victor V., Senior Researcher, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, vgrigorin@gosniiga.ru

Barmina Svetlana V., Senior Researcher, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, SV_Barmina@gosnniga.ru

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

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

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

Статья поступила в редакцию 08.04.2024; одобрена после рецензирования 20.09.2024; принята к публикации 28.09.2024.

The article was submitted 08.04.2024; approved after reviewing 20.09.2024; accepted for publication 28.09.2024.

Научная статья
УДК 656.7.022 (571.56)

МЕТОДИКА РАСЧЁТА ПОТРЕБНОГО ПАРКА САМОЛЁТОВ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ТРАНСПОРТНОЙ ДОСТУПНОСТИ УДАЛЁННЫХ ТЕРРИТОРИЙ РЕСПУБЛИКИ САХА (ЯКУТИЯ)

С. Ф. ЕГОШИН¹, И. Н. ШЕСТАКОВ², А. М. СТРУЧКОВА³

¹ *Национальный исследовательский центр «Институт им. Н. Е. Жуковского»,
Жуковский, Московская область, Россия*

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

³ *Авиакомпания «Якутия», Якутск, Россия*

Аннотация. В статье рассматривается методика расчёта потребного парка воздушных судов (ВС) для повышения транспортной доступности удалённых и труднодоступных территорий Республики Саха (Якутия). Методика учитывает требования к качеству предоставляемых транспортных услуг в части скорости перевозки пассажиров в перспективной транспортной системе местных перевозок. В качестве целевой функции сформулированной оптимизационной задачи вводится обобщённый критерий эффективности как свёртка показателей затрат и качества предоставляемых транспортных услуг. Оценка эффективности проработана на примере Республики Саха (Якутия) для таких перспективных самолётов, как ТВРС-44, L-410NG, ЛМС-901 «Байкал», семейство ЛМС разработки ФАУ «ЦАГИ». По итогам проведённых расчётов показано, что основу парка ВС должны составлять 44- и 9-местные самолёты. При этом отмечается не востребованность в парке 19-местных самолётов вне зависимости от значений варьируемых параметров качества обслуживания: частоты рейсов и времени местной поездки. Полученный результат обусловлен особенностями расселения людей на территории Республики Саха (Якутия). Также по результатам расчётов отмечается целесообразность разработки/применения семейства ЛМС. Кроме того, анализ расчётов парка ВС показывает, что во избежание некоторых нереализуемых на практике решений необходимо добавление в парк самолёта с крейсерской скоростью более 600 км/ч и пассажироместимостью (20–40) человек. Разработанная методика может быть использована с целью оценки эффективности применения различных типов ВС для пассажирских перевозок на удалённых территориях страны.

Ключевые слова: авиационная техника, воздушный транспорт, воздушное судно, местные воздушные перевозки, местные авиалинии, транспортная доступность, транспортные системы регионов

Для цитирования: Егосин С. Ф., Шестаков И. Н., Стручкова А. М. Методика расчёта потребного парка самолётов для повышения транспортной доступности удалённых территорий Республики Саха (Якутия) // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 47. С. 99–108.

METHODOLOGY FOR CALCULATING THE REQUIRED AIRCRAFT FLEET TO INCREASE TRANSPORT ACCESSIBILITY OF REMOTE AREAS OF THE REPUBLIC OF SAKHA (YAKUTIA)

S. F. EGOSHIN¹, I. N. SHESTAKOV², A. M. STRUCHKOVA³

¹ *National Research Center “Zhukovsky Institute”, Zhukovsky, Moscow region, Russia*

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

³ Yakutia Airlines, Yakutsk, Russia

Abstract. The article discusses the methodology for calculating the required fleet of aircraft to increase transport accessibility of remote and hard-to-reach territories of the Republic of Sakha (Yakutia). The methodology takes into account the requirements for the quality of transport services provided in terms of the speed of passenger transportation in a promising local transportation system. As an objective function of the formulated optimization problem, a generalized efficiency criterion is introduced as a convolution of cost and quality indicators of the transport services provided. The efficiency assessment was obtained on the example of the Republic of Sakha (Yakutia) for such promising aircraft as TVRS-44, L-410NG, LMS-901 Baikal, the LMS family developed by FAAT SAGI. Based on the results of the calculations, it is shown that the basis of the aircraft fleet should be 44- and 9-seater airplanes. At the same time, there is a lack of demand in the 19-seater aircraft, regardless of the values of the variable service quality parameters: flight frequency and total local travel time. The result obtained is due to the peculiarities of the settlement of people on the territory of the Republic of Sakha (Yakutia). Also, according to the results of calculations, the expediency of developing / using the LMS family is noted. In addition, an analysis of the calculated aircraft fleet shows that, in order to avoid some unrealizable solutions, it is necessary to add to the fleet an aircraft with a cruising speed over 600 km/h and passenger capacity (20–40) seats. The developed methodology can be applied to assess the efficiency of the use of various types of aircraft for passenger transportation in remote areas of the country.

Keywords: aviation technology, air transport, aircraft, local air transportation, local airlines, transport accessibility, regional transport systems

For citation: Egoshin S. F., Shestakov I. N., Struchkova A. M. Methodology for calculating the required aircraft fleet to increase transport accessibility of remote areas of the Republic of Sakha (Yakutia). *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no. 47, pp. 99–108. (In Russ.)

Введение

В последнее время выросла актуальность решения задачи обеспечения транспортной доступности отдалённых и труднодоступных территорий нашей страны (далее – удалённые территории). Необходимость выработки соответствующих мер отмечается в Транспортной стратегии Российской Федерации¹ и в Стратегии научно-технологического развития Российской Федерации².

В российских субъектах (регионах) с удалёнными территориями большие расстояния и малая плотность населения в сочетании с неблагоприятными природно-климатическими факторами делают нецелесообразной или невозможной организацию круглогодичного наземного сообщения, тем самым обуславливая применение воздушного транспорта. Поскольку себестоимость перевозок на местных воздушных авиалиниях (МВЛ) сопоставима со средним уровнем доходов населения, для их организации требуется значительное государственное субсидирование. При этом, поскольку объём выделяемых ресурсов напрямую зависит от выбора парка транспортных средств, частоты их движения, маршрутной сети, формализация показателя «эффективность обеспечения транспортной доступности удалённых территорий» как свёртки показателей затрат и качества предоставляемых транспортных услуг усложняет задачу оптимизации транспортной системы местных перевозок, делая её многокритериальной.

Выработка наилучших решений для транспортных систем возможна при их комплексном моделировании, что приводит к появлению задач большой размерности. В стремлении найти оптимум все известные существующие подходы строятся на декомпозиции задачи большой

¹ «Транспортная стратегия Российской Федерации до 2030 года с прогнозом на период до 2035 года», утв. распоряжением Правительства Российской Федерации от 27 ноября 2021 г. № 3363-р.

² «Стратегия научно-технологического развития Российской Федерации», утв. Указом Президента Российской Федерации от 28 февраля 2024 г. № 145.

размерности на ряд последовательно решаемых подзадач, размерность которых существенно меньше. Такой шаг, с одной стороны, не гарантирует нахождение оптимума, с другой стороны, обуславливает приемлемость поиска именно рациональных решений, в том числе как суперпозиции рациональных решений для каждой из рассматриваемых подзадач.

Одной из такого рода подзадач, имеющих практическое значение, является расчёт/прогнозирование парка ВС как одного из элементов авиатранспортной системы. Для МВЛ эта подзадача может формулироваться при различных сочетаниях учитываемых факторов [1–3]. В настоящей статье приводится один из альтернативных подходов к определению парка ВС при решении задачи обеспечения транспортной доступности удалённых территорий, а в качестве примера анализируются результаты расчётов для МВЛ Республики Саха (Якутия).

Особенности методического подхода

Предлагаемая методика является развитием методологии [4], включающей в себя следующие основные положения:

- местные перевозки моделируются в рамках целочисленной транспортной задачи математического программирования, в которой совместно оптимизируются сеть маршрутов наземного и воздушного транспорта и аэропортовая инфраструктура;
- оптимизируемая транспортная система местных перевозок для некоторого рассматриваемого региона строится с целью удовлетворения основного спроса на местные перевозки (~90 %), который определяется необходимостью совершения поездок между столицей региона и удалёнными территориями этого же региона [5];
- в качестве критерия оптимизации выбираются суммарные затраты на организацию транспортной системы местных перевозок, что в предположении о фиксированности цены билетов равносильно оптимизации объёмов государственных субсидий на местные перевозки;
- в силу большой размерности задачи [4] находится не оптимальное, а рациональное решение, которому соответствует сеть МВЛ с разбиением по типам обслуживающих ВС;
- парк ВС рассчитывается с учётом максимального возможного месячного налёта ВС;
- в задачу вводятся ограничения частоты рейсов и суммарного времени местной поездки как показателей качества предоставляемых транспортных услуг.

Недостаток указанного подхода [4] – при добавлении в парк ВС с крейсерской скоростью < 400 км/ч появляется некоторое количество пассажиров в наиболее отдалённых от столицы региона населённых пунктах, для которых ограничение на суммарное время местной поездки не соблюдается независимо от выбора транспортного средства. Формально, чтобы в данном случае математическая задача имела решение, эти населённые пункты временно исключаются из рассмотрения, а затем отдельно добавляются соответствующие им авиалинии и ВС, обеспечивающие минимум затрат на перевозку. Тем самым неявно допускается добавление ВС, при применении которых полученные затраты на перевозки уменьшаются, но при этом ухудшается транспортная доступность, так как увеличивается время поездки.

Для устранения указанного противоречия в настоящей статье в качестве оптимизируемой целевой функции рассматривается критерий E – эффективность обеспечения транспортной доступности удалённых территорий. Критерий задаётся как отношение уровня обеспечения транспортной доступности W (функция от объёмов пассажирских перевозок, не выполненных с учётом ограничений) к ресурсам R , потраченным на выполнение перевозок:

$$E = \frac{W}{R}. \quad (1)$$

При этом W может быть введена как штрафная функция, значение которой максимально (нет штрафа) только если все пассажиры перевезены с учётом заданных ограничений, чем

достигается максимум эффективности обеспечения транспортной доступности. По сути, данный шаг есть свёртка критериев многокритериальной задачи оптимизации транспортных систем. Для практических расчётов функция W выбирается следующим образом:

$$W = 1 - \frac{\sum a_i^*}{\sum a_i}, \quad (2)$$

где $\sum a_i$ соответствует суммарному количеству всех перевозимых пассажиров, а $\sum a_i^*$ – суммарному количеству всех пассажиров из тех i -х населённых пунктов, для которых с учётом типажа парка рассматриваемых транспортных средств не существует ни одного маршрута, для которого выполняется ограничение на суммарное время поездки.

При этом, в отличие от [4], расчёт объёмов пассажирских перевозок из i -го пункта отправления производится по формуле:

$$a_i = \left[T_{\text{РЕГ}} k_{\text{сез}} \frac{a_i^{(\Sigma)}}{365} \right] + 1, \quad \forall i, \quad (3)$$

где $a_i^{(\Sigma)}$ – суммарный годовой объём перевозок из i -го пункта отправления (чел.); $k_{\text{сез}}$ – коэффициент сезонности спроса на авиаперевозки; $T_{\text{РЕГ}}$ – интервал между рейсами (дни); $[]$ – целая часть числа.

Добавление единицы к целой части числа в формуле (3) необходимо, поскольку без этого шага в ряде случаев значение a_i может быть меньше единицы. Введение коэффициента сезонности спроса обусловлено тем, что расчёт парка ВС должен производиться для периода максимального спроса [6].

Согласно существующим статистическим закономерностям [7], объёмы авиаперевозок в летние месяцы, в том числе для МВЛ, примерно в 2 раза больше, чем в зимние, поэтому в расчётах значение $k_{\text{сез}}$ задавалось равным 1,33.

С учётом (1) общая постановка оптимизационной задачи имеет вид:

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{X}_0 &= \arg \max_{\mathbf{X}} E; \\ \mathbf{F}(\mathbf{X}) &\geq \mathbf{A}; \\ \mathbf{G}(\mathbf{X}) &\leq \mathbf{B}, \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

где $\mathbf{X}$ – вектор варьируемых параметров транспортной системы местных перевозок ($\mathbf{X}_0$ – искомое решение задачи);

$\mathbf{F}(\mathbf{X})$ – векторная функция объёмов перевозок при требуемых объёмах $\mathbf{A}$ (состоящих из a_i);

$\mathbf{G}(\mathbf{X})$ – векторная функция при заданных ограничениях $\mathbf{B}$.

Также дополнительным уточнением исходной методики [4] является учёт сезонной исправности и резерва парка ВС в соответствии с рекомендациями [6]: итоговый потребный списочный парк самолётов k -го типа $N_k^{(\Pi)}$ есть

$$N_k^{(\Pi)} = \left[\frac{1,1 N_k^{(P)}}{\varphi_k^{(\text{с.и.})}} \right] + 1, \quad (5)$$

где $N_k^{(P)}$ – количество самолётов, необходимое для выполнения рейсов, рассчитанное по итогам оптимизации на основе максимально возможного месячного налёта для класса ВС, к которому относится рассматриваемый k -й тип; $\varphi_k^{(\text{с.и.})}$ – коэффициент сезонной исправности самолётов k -го типа.

В остальном постановка задачи, включая комплекс применяемых моделей, и условия моделирования не изменялись (по сравнению с [4]). В частности, выбор суммарных затрат в качестве R и повышение регулярности авиаперевозок через варьирование параметра $T_{\text{РЕГ}}$ обусловлены необходимостью увеличения общегосударственной поддержки как непереносимого условия перехода к перспективной российской авиатранспортной системе (АТС) [8].

Алгоритм решения оптимизационной задачи

В силу нелинейности критерия эффективности, применяется многоэтапный алгоритм поиска приближённого решения сформированной математической задачи (4).

Ранее было показано [9], что при существующем уровне технического совершенства самолётов местные воздушные перевозки могут эффективно выполняться и с учётом жёсткого ограничения на суммарное время поездки $T_{\text{марш}} \leq 3$ ч (рис. 1).

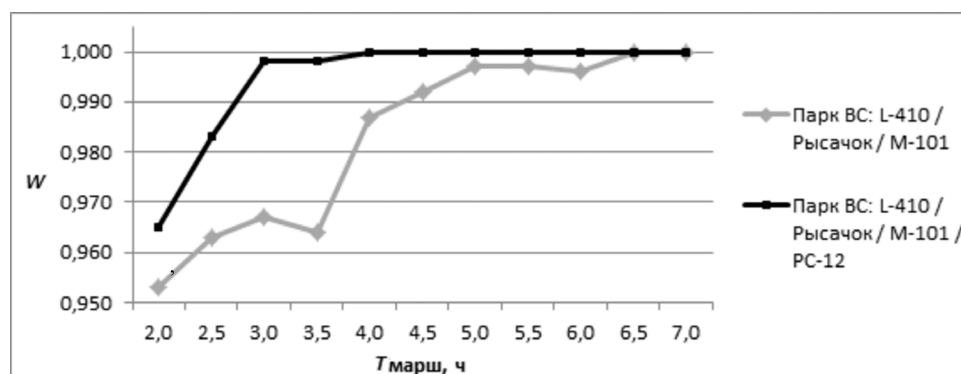


Рис. 1. Уровень обеспечения транспортной доступности W в зависимости от ограничения на суммарное время местной поездки и типажа парка ВС (по данным [9])

Как следствие, при наличии в парке современных ВС введённый показатель эффективности перевозок будет зависеть только от объёмов потраченных ресурсов, т. е., как и ранее в [4], от суммарной стоимости перевозок. Это позволяет упростить решение задачи (4): максимум критерия E будет соответствовать минимуму затрат на местные перевозки. Соответственно, дальнейшая часть алгоритма поиска рационального решения оптимизационной задачи будет соответствовать алгоритму, представленному в [4].

Результаты оценки эффективности типов новых самолётов

Практические расчёты проводились для региона Республика Саха (Якутия). Было показано, что типаж парка целесообразно ограничить четырьмя типами ВС, а именно: три типа самолётов, один тип вертолёта. При большом типаже парка ВС по результатам вычислений парк включает в себя несколько типов ВС в количестве один-два экземпляра на тип, с долей (2–3) % от общей численности парка. Такая ситуация требует обособленного моделирования затрат на эксплуатацию единичных ВС (с заведомо большими удельными затратами, что невыгодно авиакомпаниям), поэтому для исключения подобных итоговых результатов и вводится ограничение по типам в рамках одного сценария.

Базовый парк ВС, принимаемый за 100 % эффективности E , строился на основе самолётов ТВРС-44 «Ладога» (44 места), L-410UVP-E (19 мест) и ЛМС-901 «Байкал» (9 мест), а также вертолёта «Ансат». Выбор такого типажа обусловлен тем, что ТВРС-44 и ЛМС-901 находятся в стадии разработки, и в ближайшие несколько лет планируется их запуск в серийное производство, а L-410UVP-E, несмотря на прекращение серийного производства, находится в эксплуатации. Для практических расчётов бралась официальная информация о технико-экономических характеристиках самолётов; вопрос применения ЛМС-192 «Освей» вместо L-410UVP-E не затрагивался.

Предпочтительный выбор «Ансата» для пассажирских перевозок следует из технико-экономического сравнения его с Ми-8 при условии повышения частоты рейсов до «не реже 1 раз в 3 сут» (наличие Ми-8 в существующем парке авиакомпаний связано с необходимостью

выполнения грузоперевозок и авиационных работ, а не только пассажирских перевозок). Полученное по результатам расчётов решение хорошо совпадает с существующей сетью МВЛ в части местонахождения территорий, где должен применяться внутрирайонный вертолётный транспорт.

Другие варианты парка строились как комбинации самолётов L-410NG, «Рысачок» (для сопоставления, как образец авиационной техники с уровнем технического совершенства, близким к L-410UVP-E), синтез-облика самолёта ЛМС разработки ФАУ «ЦАГИ» [10], облика самолёта короткого взлёта и посадки на базе L-410UVP, оснащённого распределённой электросиловой установкой обдувки крыла с целью уменьшения длины потребной взлётно-посадочной полосы (условно L-410 KBП). При этом наличие в парке ТВРС-44 и «Ансата» рассматривалось во всех случаях.

Коэффициент сезонной исправности для 9- и 19-местных самолётов обобщённо задавался равным 0,75 как для современных самолётов сопоставимого класса [11]. Для ТВРС-44 этот показатель задавался равным 0,9 [6].

Результаты расчётов представлены на рис. 2–5. Границы варьирования частоты рейсов «5 рейсов в неделю» на рис. 2 выбраны с учётом особенностей спроса/организации МВЛ [5].

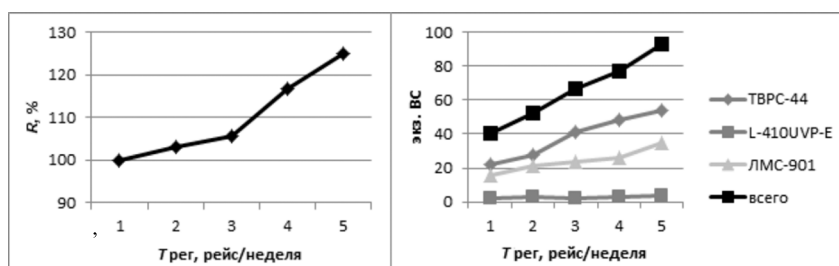


Рис. 2. Суммарные затраты на организацию МВЛ и парк ВС для базового сценария в зависимости от средней частоты рейсов при условии «время в пути – не более 4 ч»

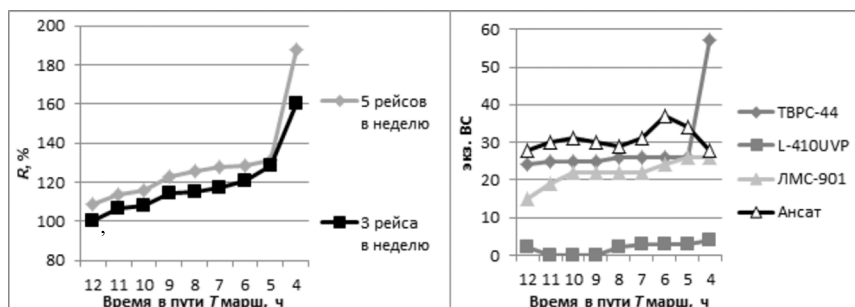


Рис. 3. Суммарные затраты на организацию МВЛ и парк ВС для базового сценария в зависимости от суммарного времени в пути

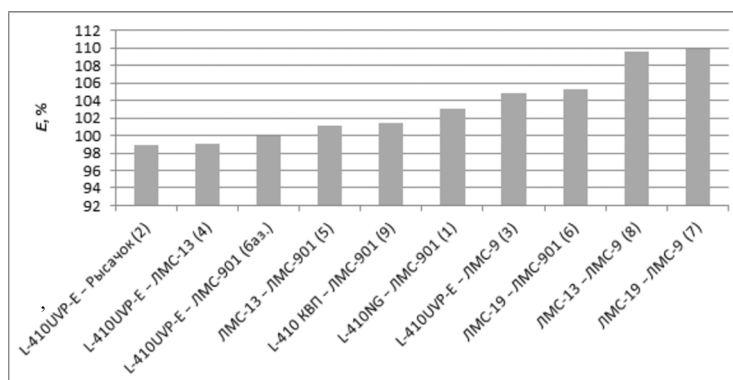


Рис. 4. Сравнение эффективности парка ВС при различных сочетаниях ВС в парке для условий «частота рейсов – 5 рейсов в неделю» и «время в пути – не более 4 ч» (в скобках, для однозначности, дана нумерация сочетаний ВС в парке)

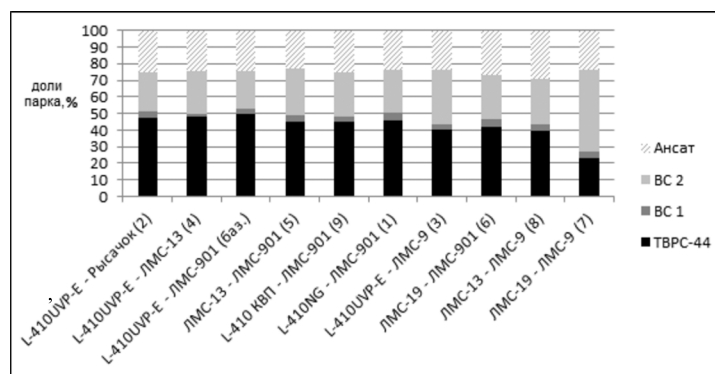


Рис. 5. Структура рационального парка ВС при различных сочетаниях ВС в парке для условий «частота рейсов – 5 рейсов в неделю» и «время в пути – не более 4 ч» (в скобках, для однозначности, дана нумерация сочетаний ВС в парке)

Анализ результатов расчётов показывает следующее.

1) *Рис. 2.* В существующих условиях (условно частота рейсов – 1–2 рейса в неделю [5]) рассчитанный парк самолётов с точностью до 1–2 ВС совпадает с существующим парком авиакомпаний «Полярные авиалинии» и «Якутия». Характерной особенностью рассматриваемого региона является не востребованность в парке 19-местных самолётов, что связано с особенностями расселения жителей и спроса на местные перевозки: в условиях безальтернативности воздушного транспорта. Годовая авиационная подвижность населения региона кратно больше по отношению к средней подвижности по стране, что требует применения ВС пассажировместимостью >19 кресел.

В качестве примера может быть приведён Абыйский район с аэропортом Белая Гора в одноимённом административном центре района. В период 2015–2017 гг., согласно доступной статистике Росавиации, данный аэропорт в среднем обслуживал ~11 тыс. пасс. в год при общем количестве жителей района ~4100 чел. С учётом двойного подсчёта прибывающих и убывающих пассажиров это соответствует подвижности ~1,3 полёта на человека в год, а средний ежедневный пассажиропоток составляет ~15 чел.

При таких условиях, с учётом сезонных и случайных колебаний спроса, самолёт пассажировместимостью более 19 чел. (см. численность ТВРС-44 на рис. 2) становится наиболее востребованным ВС. Численность же 9-местных ВС обусловлена необходимостью перевозки прочих малых пассажиропотоков именно как следствие особенностей Республики Саха (Якутия).

Также, как следует из рис. 2, повышение транспортной доступности при увеличении частоты рейсов до «1 рейс/сутки» потребует увеличения суммарных затрат в АТС на (20–25) % или, с учетом структуры суммарных затрат, увеличения затрат на выполнение рейсов на (40–50) % по отношению к существующим условиям.

2) *Рис. 3.* Задание суммарного времени в пути $T_{\text{МАРШ}}$ в пределах (5–10) ч приводит к изменению суммарных затрат в пределах (10–20) % и слабо влияет на парк самолётов. В то же время, при задании ограничения $T_{\text{МАРШ}} = 4$ ч происходит скачкообразный рост суммарных затрат на (30–60) % и двукратное увеличение в парке количества самолётов ТВРС-44.

Последнее обусловлено тем, что для выполнения ограничения «4 часа» для ряда удалённых населённых пунктов формально необходима организация прямых авиалиний, связывающих столичный аэропорт с этими населёнными пунктами (включая строительство в них новых аэропортов МВЛ), а не обслуживание через ближайший аэропорт-хаб. Для перевозок в данном случае применяется только ТВРС-44 как наиболее скоростное ВС, хотя заполняемость кресел ТВРС-44 при этом будет небольшой (0,2–0,4).

Полученный результат, безусловно, является формальным и неприемлемым для практической реализации (например, вследствие сложности строительства новых аэропортов в условиях вечной мерзлоты и при ограниченности бюджета). С учётом роста затрат и парка

ТВРС-44 с одновременным падением заполняемости кресел при варьировании параметра $T_{\text{РЕГ}}$ (рис. 2), результат рис. 3 означает: для повышения транспортной доступности удалённых территорий Республики Саха (Якутия) целесообразно применение в парке ВС скоростных самолётов с крейсерской скоростью ≥ 600 км/ч и пассажироместимостью в пределах (20–40) мест. Необходимость создания подобного самолёта отмечалась ранее и для развития межрегиональных воздушных перевозок [7].

3) Рис. 4, рис. 5. При задании наиболее комфортных с точки зрения пассажиров условий перевозок (в рамках диапазонов модельных расчётов) как «частота рейсов – 5 рейсов в неделю» и «время в пути как техническое время поездки – не более 4 ч»:

- наибольшая эффективность обеспечения транспортной доступности достигается при применении перспективного 9-местного ЛМС-9, что делает семейство ЛМС разработки ЦАГИ привлекательным для применения на МВЛ;

- применение самолёта «Рысачок», как устаревшей авиационной техники, привело бы к незначительному снижению ($\sim 1\%$) транспортной доступности, что косвенно свидетельствует о том, что уровень технического совершенства самолёта ЛМС-901 «Байкал» соответствует уровню современной авиационной техники МВЛ;

- применение 19-местных L-410NG, L-410 KBП, ЛМС-19 приводит к небольшому (2–3) % росту транспортной доступности, что связано с малой долей 19-местных самолётов в парке (см. комментарии к рис. 2);

- доля вертолётов в парке ВС во всех случаях стабильно составляет (20–25) %, что связано с особенностями расселения людей на удалённых территориях Республики Саха (Якутия), где малочисленное население проживает в разрозненных населённых пунктах, для обслуживания которых в текущих условиях целесообразно задействовать базирующиеся в хабах вертолёты независимо от выбора самолётов в парке.

Приведённые оценки для 9- и 19-местных самолётов в целом соответствуют результатам из [4]. Основные отличия обусловлены учётом в парке ВС перспективного ТВРС-44 и обособленным рассмотрением Республики Саха (Якутия), вследствие чего изменяется и становится локальной оценка эффективности 19-местных ВС.

Заключение

Представленная в статье методика расчёта парка ВС позволяет вырабатывать оценку эффективности ВС, предназначенных для повышения транспортной доступности удалённых территорий страны.

Пример расчётов для Республики Саха (Якутия), в силу безальтернативности авиационного транспорта во многих удалённых районах этого региона, показывает, что в перспективной АТС МВЛ с возможностью совершения ежедневных местных поездок потребный парк ВС должен включать $\geq (100–200)$ экземпляров. Формирование парка целесообразно выполнять по принципу «44-местный самолёт / 9-местный самолёт» с возможным добавлением в парк самолётов с крейсерской скоростью ≥ 600 км/ч и пассажироместимостью (20–40) мест. При этом независимо от выбора самолётов, доля вертолётов в парке ВС составит (20–25) %.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Акбулатов Т. Э., Журавлёв Ю. А. Оценка эффективности различных путей развития регионального авиатранспортного комплекса РФ // Научный вестник МГТУ ГА. 2012. № 181. С. 5–11.

2. Самойлов И. А., Бородин М. А., Лесничий И. В., Самойлов В. И. Методология и результаты прогнозирования российского рынка авиаперевозок // Сборник научных трудов ГосНИИ ГА. 2008. № 310. С. 40–63.
3. Виноградов Л. В., Фридман Г. М., Шебалов С. М. Математическое моделирование в оптимизации планирования авиационных перевозок: формулировки и методы решения типовых задач // Научный вестник МГТУ ГА. 2008. № 132. С. 49–57.
4. Ключков В. В., Топоров Н. Б., Егошин С. Ф., Дегтярёв О. И. Оценка эффективности новой авиационной техники для местных воздушных линий России // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 38. С. 92–104.
5. Егошин С. Ф., Шестаков И. Н. Особенности организации местных воздушных перевозок в труднодоступных регионах // Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации. 2024. № 1 (42). С. 112–123.
6. Русол В. А., Брусиловский В. Е., Иванов К. П., Лихачёв Б. А. Экономия ресурсов в гражданской авиации / под. ред. В. А. Русола. Москва: Транспорт, 1991. 262 с.
7. Егошин С. Ф., Ключков В. В. Обоснование требований к перспективным самолётам для российских межрегиональных авиалиний на среднесрочную и долгосрочную перспективы // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 41. С. 90–102.
8. Лесничий И. В., Бородин М. А., Самойлов В. И., Бритван Г. А. Предложения по развитию сети региональных авиаперевозок // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2013. № 3. С. 107–112.
9. Егошин С. Ф., Смирнов А. В. Обоснование рациональных требований к самолётам местных воздушных линий России на основе моделирования авиатранспортной системы с учётом перспективных критериев эффективности // Научный вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25. № 6. С. 40–52.
<https://doi.org/10.26467/2079-0619-2022-25-6-40-52>
10. Чернышев С. Л., Дунаевский А. И., Редькин А. В., Михайлов Ю. С. Формирование облика семейства лёгких многоцелевых самолётов для местных воздушных линий России // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2013. № 8. С. 72–79.
11. Aydin E., Isilak C., Süzer A., Atasoy V. Serviceability analysis of training aircraft subject to maintenance operations in a flight training organisation: a case study, *International Journal of Sustainable Aviation*, vol. 7, no. 1, pp. 93–112. <https://doi.org/10.1504/IJSA.2021.10037367>

References

1. Akbulatov T. Y., Zhuravlev Y. A. Evaluation of various Russian regional air transport complex development paths efficiency. *Civil Aviation High Technologies*, 2012, no. 181, pp. 5–11. (In Russ.)
2. Samoylov I. A., Borodin M. A., Lesnichiyy I. V., Samoylov V. I. Metodologiya i rezul'taty prognozirovaniya rossijskogo rynka aviaperevozok. *Sbornik nauchnykh trudov GosNII GA*, 2008, no. 310, pp. 40–63. (In Russ.)
3. Vinogradov L. V., Fridman G. M., Shebalov S. M. Mathematical models for airline operations planning. *Civil Aviation High Technologies*, 2008, no. 132, pp. 49–57. (In Russ.)
4. Klochkov V. V., Toporov N. B., Egoshin S. F., Degtyarev O. I. Evaluation of the effectiveness of new aircraft for local Russian airlines. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2022, no. 38, pp. 92–104. (In Russ.)
5. Egoshin S. F., Shestakov I. N. Peculiarities of the organization of local air transportation in remote regions. *Vestnik Sankt-Peterburgskogo gosudarstvennogo universiteta grazhdanskoy aviatsii*, 2024, no. 1, pp. 112–123. (In Russ.)
6. Rusol V. A., Brusilovskiy V. E., Ivanov K. P., Likhachev B. A. *Ehkonomiya resursov v grazhdanskoy aviatsii* [Saving resources in civil aviation]. Moscow, Transport Publ., 1991, 262 p. (In Russ.)
7. Egoshin S. F., Klochkov V. V. Substantiation of requirements for aircraft of Russian interregional airlines for the medium and long term. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2022, no. 41, pp. 90–102. (In Russ.)

8. Lesnichiy I. V., Borodin M. A., Samoylov V. I., Britvan G. A. Proposal of development network of regional air transport. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2013, no. 3, pp. 107–112. (In Russ.)
9. Egoshin S. F., Smirnov A. V. Justification of rational requirements for aircraft of Russian regional aviation based on modeling of the air transport system considering perspective efficiency criteria. *Civil Aviation High Technologies*, 2022, vol. 25, no. 6, pp. 40–52. (In Russ.) <https://doi.org/10.26467/2079-0619-2022-25-6-40-52>
10. Chernyshev S. L., Dunaevsky A. I., Redkin A. V., Mikhailov Yu. S. Definition of configuration for a family of light multipurpose aircraft for local-service airlines of Russia. *Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, 2013, no. 8, pp. 72–79. (In Russ.)
11. Aydin E., Isilak C., Süzer A., Atasoy V. Serviceability analysis of training aircraft subject to maintenance operations in a flight training organization: a case study. *International Journal of Sustainable Aviation*, vol. 7, no. 1, pp. 93–112. <https://doi.org/10.1504/IJSA.2021.10037367>

Информация об авторах

Егошин Сергей Фёдорович, главный специалист, Национальный исследовательский центр «Институт им. Н. Е. Жуковского», г. Жуковский, Московская область, Россия, sergey4791@yandex.ru

Шестаков Иван Николаевич, доктор технических наук, учёный секретарь, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия; shin63@mail.ru

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

Authors information

Egoshin Sergey F., Chief Specialist, National Research Center “Zhukovsky Institute”, Zhukovsky, Moscow region, Russia, sergey4791@yandex.ru

Shestakov Ivan N., Doctor of Sciences (Engineering), Scientific Secretary, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia; shin63@mail.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 23.06.2024; одобрена после рецензирования 15.08.2024; принята к публикации 22.08.2024.

The article was submitted 23.06.2024; approved after reviewing 15.08.2024; accepted for publication 22.08.2024.

Научная статья

УДК 005.8:[629.73:061.5]

КОНЦЕПЦИЯ МЕТОДИКИ ПРИОРИТИЗАЦИИ ПРОЕКТОВ АВИАЦИОННОЙ ОРГАНИЗАЦИИ

Р. И. АСИБАКОВ¹, Г. Д. ФАЙНБУРГ¹, Б. А. АБРАМОВ²

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

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

Аннотация. Рассмотрены вопросы формирования портфеля проектов авиационной организации с учётом их классификации на основе однородности организационных ресурсов проекта. Предложена концепция методики приоритизации проектов, ранжирование которых проводится с использованием критерия, в который входят оценки ключевых характеристик проекта: эффекта от его реализации, бюджета и длительности, а также ресурсоёмкости проекта. Последняя характеристика определяется как сумма требуемых ресурсов всех ключевых участников проекта, отнесённая к их числу. Ключевыми участниками проекта являются владельцы бизнес-процессов – руководители авиационной организации и её подразделений. Вхождение характеристики ресурсоёмкости в состав критерия приоритизации позволяет ранжировать проекты с учётом возможности параллельного запуска проектов портфеля авиационной организации. Количественные значения параметров критерия для конкретного проекта определяются как весовые коэффициенты при сравнении середин диапазонов интервальных оценок характеристик проекта. Для каждого проекта проводилась оценка попадания характеристик в заданные интервалы её значений с привлечением экспертов, в качестве которых выступали руководители и специалисты авиационной организации. Концепция методики представлена в виде блок-схемы, отражающей этапы процесса приоритизации портфеля проектов. Реализация концепции методики продемонстрирована в виде экспертной оценки для примеров выборочных проектов в одной из авиационных организаций. Применение концепции даст возможность авиационным организациям определять приоритеты проектов для их реализации в рамках имеющихся организационных и финансовых ресурсов.

Ключевые слова: воздушный транспорт, авиационная деятельность, портфель проектов, приоритизация проектов, операционные процессы, авиационная организация, транспортные системы страны

Для цитирования: Асибаков Р. И., Файнбург Г. Д., Абрамов Б. А. Концепция методики приоритизации проектов авиационной организации // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 47. С. 109–118.

THE CONCEPT OF THE METHODOLOGY FOR PRIORITIZING AVIATION ORGANIZATION PROJECTS

R. I. ASIBAKOV¹, G. D. FAINBURG¹, B. A. ABRAMOV²

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

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

Abstract. The questions of formation of the portfolio of projects of the aviation organization taking into account their classification on the basis of similarity of organizational resources of the project are considered.

The concept of project prioritization methodology is proposed. The projects are ranked using the criterion, which includes assessments of the key characteristics of the project: the effect of its implementation, budget and duration of the project, as well as the resource intensity of the project. The latter characteristic is defined as the sum of the required resources of all key project participants divided by their number. The key participants of the project are the owners of business processes - managers of the aviation organization and its departments. The inclusion of the resource intensity characteristic in the prioritization criterion allows ranking projects taking into account the possibility of parallel launch of projects of the aviation organization's portfolio. The quantitative values of the criterion parameters for a particular project are determined as weight coefficients when comparing the midpoints of the ranges of interval estimates of the project characteristics. For each project, the assessment of the project characteristics falling within the given intervals of its values was carried out with the involvement of experts, who were managers and specialists of the aviation organization. The concept of the methodology is presented in the form of a flowchart reflecting the stages of the project portfolio prioritization process. The implementation of the concept of the methodology is demonstrated in the form of expert evaluation for examples of sample projects in one of the aviation organizations.

Keywords: air transport, aviation activity, project portfolio, project prioritization, operational processes, aviation organization, transport systems of the country

For citation: Asibakov R. I., Fainburg G. D., Abramov B. A. The concept of the methodology for prioritizing aviation organization projects. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no. 47, pp. 109–118. (In Russ.)

Введение

Для управления эффективностью процессов в авиационной деятельности используется система показателей, отражающих выполнение основных требований, предъявляемых на различных уровнях организационной структуры авиационной организации по обеспечению безопасности, регулярности, интенсивности использования и экономичности.

Показатели эффективности процессов авиационной деятельности связаны со стратегическими целями авиационной организации и определяют формирование портфеля её проектов, который состоит из отдельных проектов и программ. Для авиационной организации ключевой стратегической целью является постоянное совершенствование операционных процессов¹.

На рис. 1 показана взаимосвязь стратегии организации с конкретными проектами, инициируемыми в авиационной организации для достижения её целей. Учитывая, что и для выполнения проектов, и для поддержания текущих операционных процессов используются в основном имеющиеся в распоряжении организации ресурсы, возникает главная задача – оптимальное распределение ресурсов [1, 2]. В рамках решения этой задачи требуется формирование оптимального портфеля проектов, наиболее эффективных для достижения стратегических целей авиационной организации^{2, 3}.

Кроме того, управление портфелем проектов должно гарантировать, что проекты и программы пересматриваются для определения приоритетности распределения ресурсов, а управление портфелем проектов согласовано и соответствует организационным стратегиям [3]. Основными процессами управления портфелем являются: идентификация и выбор компонентов, оценка и приоритизация компонентов, мониторинг и контроль портфеля [4, 5].

¹ ГОСТ Р ИСО 21500-2014 Руководство по проектному менеджменту.

² ГОСТ Р 54869-2011 Проектный менеджмент. Требования к управлению проектом.

³ ГОСТ Р ИСО 21504-2016 Управление проектами, программами и портфелем проектов. Руководство по управлению портфелем проектов.

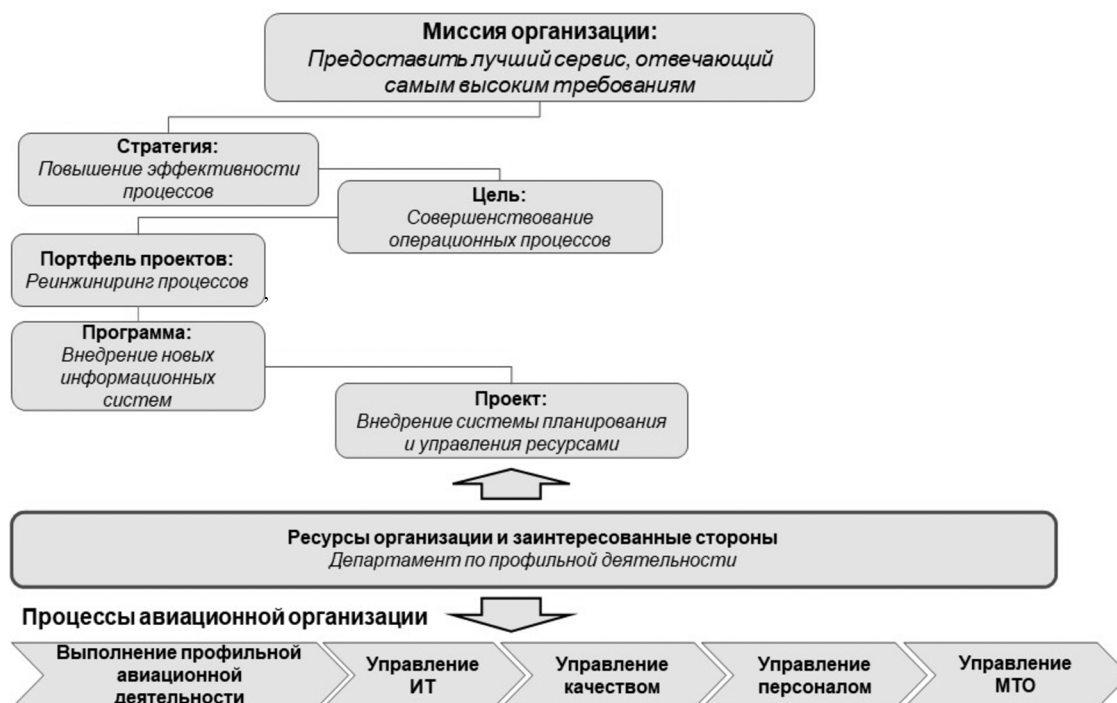


Рис. 1. Взаимосвязь портфеля проектов и процессов авиационной организации

В целях определения потребности в ресурсах, а также использования опыта подобных реализованных проектов выполняется группировка проектов в портфеле в соответствии с их классификацией. Потенциальные компоненты портфеля проектов категоризируют (классифицируют), оценивают, выбирают, согласовывают, утверждают и устанавливают их приоритетность. Для выполнения этих действий должны быть определены соответствующие критерии и методы [6].

В роли руководителей проектов и в других ключевых ролях выступают руководители разного уровня и владельцы операционных процессов.

Классификация проектов определяет их взаимосвязь с операционными процессами, на совершенствование которых направлен проект, учитывая однородность состава команды проекта, что важно при приоритизации проектов и определении возможностей параллельного запуска проектов из портфеля авиационной организации.

Приоритизация – ранжирование компонентов портфеля в порядке приоритета на основе установленных показателей⁴. Целью приоритизации портфеля проектов является формирование сбалансированного набора проектов организации в соответствии с её стратегией или финансовыми показателями.

Основы концепции

Предлагаемая авторами концепция методики приоритизации проектов авиационной организации учитывает их основную направленность на повышение эффективности операционных процессов, ограниченность организационных и финансовых ресурсов, связь состава участников проектов с организационной структурой предприятия.

Приоритет проекта тем выше, чем выше ожидаемый эффект от его реализации и чем ниже затраты. Эффектом от реализации i -го проекта является стоимостная оценка его результата – роста показателей эффективности процессов авиационной деятельности E_i , руб./день.

⁴ ГОСТ Р 54870-2011. Проектный менеджмент. Требования к управлению портфелем проектов.

Так как приоритет i -го проекта F_i является безразмерной величиной, соответственно, расходная часть также должна иметь размерность руб./день и может быть выражена средней скоростью расходования заложенного бюджета

$$V_i = \frac{C_i}{T_i},$$

где C_i – бюджет i -го проекта, руб.; T_i – длительность i -го проекта, дней.

Источником бюджета портфеля проектов авиационной организации является доход от операционной деятельности предприятия, поэтому определение приоритета проекта через скорость расходования бюджета также оправдано тем, что формирование текущего бюджета происходит накопительным итогом по времени. Таким образом, приоритет i -го проекта F_i прямо пропорционален E_i и обратно пропорционален V_i .

Ещё одним фактором, который требуется учесть при определении приоритета проекта, является ограниченность организационных ресурсов. Чем меньше ресурсов требует проект, тем его приоритет должен быть выше, так как это повышает возможность параллельного запуска других проектов. Этот фактор предлагается принять в виде характеристики ресурсоёмкости i -го проекта L_i , который определяется как сумма ресурсов всех ключевых участников проекта, отнесённая к их числу:

$$L_i = \frac{\sum_{j=1}^m L_{ij}}{100m_i}, \quad m_i \in m, \quad (1)$$

где L_{ij} – ресурс j -го участника в i -том проекте – процент, который составляет количество рабочих часов, затрачиваемое участником в проекте, от общего числа его рабочих часов, выделенных на проектную деятельность;

m_i – число ключевых участников, занятых в i -том проекте;

m – общее число ключевых участников, необходимых для реализации портфеля проектов авиационной организации.



Рис. 2. Последовательность этапов приоритизации портфеля проектов

Таким образом, приоритет проекта F_i определяется выражением:

$$F_i = \frac{E_i}{V_i L_i}. \quad (2)$$

Последовательность операций процесса приоритизации портфеля проектов с использованием предложенной авторами концепции методики представлена в виде блок-схемы на рис. 2.

Первым этапом является формирование портфеля проектов авиационной организации. Идентификация проектов, которые целесообразно включить в портфель, проводится с учётом стратегических целей и актуальных задач повышения эффективности операционных процессов авиационной организации. Группировка проектов внутри портфеля в соответствии с классификацией позволяет определить состав ключевых участников для каждого проекта.

Применение концепции методики

Рассмотрим в качестве примера проект «Создание спецавтомобиля», продуктом которого является внедрённый в процесс профильной авиационной деятельности специальный автомобиль, оснащённый набором наиболее востребованного инструмента, расходными материалами и иным авиационно-техническим имуществом, а также оборудованием, обеспечивающим связь с информационной системой организации. Результатом проекта является повышение показателей операционных бизнес-процессов. Основные роли в организационной структуре проекта выполняют руководители организации и её подразделений: генеральный директор (заказчик проекта), заместители генерального директора по экономике и по качеству, главный инженер, начальник цеха, начальник склада, начальник транспортной службы, руководитель службы информационных технологий.

Данный проект входит в группу проектов «Совершенствование материально-технического обеспечения», соответственно, другие проекты группы характеризуются сходным составом ключевых участников.

Последующие операции включают определение характеристик проектов для последующего расчёта критерия приоритизации, методом экспертных оценок. В качестве метода экспертных оценок использовался экспертный опрос, который предполагает проставление индивидуальных оценок по каждому из проектов.

Таблица 1

Экспертная оценка характеристик примеров проектов авиационной организации

Название примера проекта	Бюджет (млн руб.)	Длительность (мес.)	Эффект (тыс. руб./день)	Загруженность организационных ресурсов (%)
Автоматизация процессов				
Автоматизированная система учёта складских запасов для авиационной деятельности	8,0–16,0	6–10	30–60	20–30
Реинжиниринг процессов				
Внедрение системы планирования и управления ресурсами	2,0–4,0	1–2	7,5–15	20–30

Окончание таблицы 1

Название примера проекта	Бюджет (млн руб.)	Длительность (мес.)	Эффект (тыс. руб./день)	Загруженность организационных ресурсов (%)
Расширение ассортимента услуг				
Внедрение покрасочной камеры	4,0–8,0	1–2	15–30	10–15
Совершенствование МТО				
Создание спецавтомобиля	4,0–8,0	2–3	15–30	20–30
Развитие кадровых резервов				
Разработка корпоративного университета для сотрудников	8,0–16,0	10–18	7,5–15	7–10

В табл. 1 представлен фрагмент одной из экспертных оценок характеристик на пяти примерах проектов портфеля авиационной организации. Для каждой характеристики проектов, входящих в портфель авиационной организации, выполнена оценка её минимального и максимального возможных значений. Диапазон значений каждой характеристики разделён на пять интервалов. Значения параметров (C , E , T , L) i -го проекта, определяемые как весовые коэффициенты при сравнении середин диапазонов интервальных оценок характеристик проекта и используемые для оценки приоритета проекта согласно формуле (2), представлены в табл. 2. Оценку попадания каждой характеристики в заданный интервал конкретного проекта выполняла группа экспертов из пяти человек. В состав группы входили руководители организации и ведущие специалисты, задействованные в проектной деятельности. Экспертная оценка выполнялась индивидуально на основе личного опыта эксперта и информации (при её наличии) о характеристиках ранее выполненных проектов с учётом их классификации.

Таблица 2

Диапазоны характеристик и значения параметров проекта

Интервальная оценка характеристики проекта	Значение параметра	Интервальная оценка характеристики проекта	Значение параметра
Бюджет проекта (млн руб.)	C_i	Эффект проекта (тыс. руб./день)	E_i
0,5–1,0	0,25	3,75–7,50	0,25
1,0–2,0	0,50	7,50–15,00	0,50
2,0–4,0	1,00	15,00–30,00	1,00
4,0–8,0	2,00	30,00–60,00	2,00
8,0–16,0	4,00	60,00–120,00	4,00
Длительность проекта (мес.)	T_i	Загруженность организационных ресурсов (%)	L_i
1–2	0,33	5–7	0,5
2–3	0,55	7–10	0,7
3–6	1,00	10–15	1,0
6–10	1,80	15–20	1,4
10–18	3,00	20–30	2,0

Наиболее сложной является оценка ожидаемого эффекта от реализации проекта. Экспертам предлагалось определить эту характеристику как отношение бюджета к сроку окупаемости проекта, для которого также предлагалось выполнить интервальную оценку.

На основании проведённой интервальной оценки характеристик и соответствующих им значений параметров для каждого примера проекта рассчитывается значение критерия приоритизации (табл. 3).

Таблица 3

Критериальная оценка примеров проектов авиационной организации

Название примера проекта	Связанные процессы	Значение параметра				
		Бюджет проекта C_i	Длительность T_i	Эффект проекта E_i	Загруженность организационных ресурсов L_i	Критерий F_i
Автоматизация процессов						
Автоматизированная система учёта складских запасов для осуществления авиационной деятельности	Профильная авиационная деятельность Управление инструментом Управление материально-техническим обеспечением (МТО) Управление информационными технологиями (ИТ)	4	1,8	2	2	0,45
Реинжиниринг процессов						
Внедрение системы планирования и управления ресурсами	Стратегическое управление Профильная авиационная деятельность Управление персоналом Управление инструментом Управление МТО Управление ИТ	1	0,33	0,5	2	0,08
Расширение ассортимента услуг						
Внедрение покрасочной камеры	Стратегическое управление Управление качеством Профильная авиационная деятельность Управление МТО Управление инфраструктурой	2	0,33	1	1	0,165

Окончание таблицы 3

Название примера проекта	Связанные процессы	Значение параметра				
		Бюджет проекта C_i	Длительность T_i	Эффект проекта E_i	Загруженность организационных ресурсов L_i	Критерий F_i
Совершенствование МТО						
Создание спецавтомобиля	Профильная авиационная деятельность Управление персоналом Управление качеством Управление ИТ	2	0,5	1	2	0,125
Развитие кадровых ресурсов						
Разработка корпоративного университета для сотрудников	Управление персоналом Управление качеством	4	3	0,25	0,7	0,27

Сравнение значений критерия, полученных на основе экспертной оценки характеристик примеров проектов, показывает, что приоритетным среди них является пример проекта «Автоматизированная система учёта складских запасов для осуществления авиационной деятельности». Несмотря на относительно высокий бюджет, решающее влияние на приоритет оказал ожидаемый эффект от реализации проекта. Пример высокобюджетного проекта с относительно низким эффектом «Разработка корпоративного университета для сотрудников» также показал высокий приоритет благодаря низкой загруженности организационных ресурсов. Аутсайдером среди пяти примеров является проект «Внедрение системы планирования и управления ресурсами», характеризующийся высокой загрузкой участников, эффектом ниже среднего и средним бюджетом.

Анализ индивидуальных экспертных оценок критериев завершается получением единого приоритизированного списка проектов портфеля. При получении усреднённых значений критериев могут быть применены весовые коэффициенты, отражающие значимость участвовавших в оценке экспертов [7].

Возможность параллельного запуска приоритизированных проектов определяется ограничением по суммарному текущему бюджету на проектную деятельность и ограничениями по ресурсам ключевых участников проектов. В этой связи большую вероятность параллельного запуска проектов имеют проекты, относящиеся к различным группам согласно их классификации и имеющие качественно отличающийся состав участников.

На основании определённых приоритетов проектов и анализа достаточности ресурсов для их параллельного запуска формируется базовый календарный график реализации портфеля проектов авиационной организации, который в процессе его выполнения может корректироваться при изменении состава портфеля проектов, уточнения характеристик проектов и фактического наличия ресурсов.

Заключение

Разработанная концепция методики приоритизации проектов авиационной организации отвечает стратегическим целям и учитывает специфику её операционной деятельности. Отбор

приоритетных проектов осуществляется на основе предложенного критерия, учитывающего эффект от реализации проекта, бюджет проекта, его длительность и загруженность организационных ресурсов проекта. Определение параметров, составляющих критерий приоритизации, выполняется на основе экспертных интервальных оценок значений характеристик проектов. Управление портфелем проектов авиационной организации включает определение приоритетов проектов и возможность их параллельного запуска с учётом классификации проектов, выполненной на основе анализа однородности организационных ресурсов.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Ицкович А. А., Файнбург Г. Д., Файнбург И. А., Чернов А. О. Система процессов и проектов поддержания лётной годности воздушных судов // Научный вестник МГТУ ГА. 2018. № 21(1). С. 164–173.
2. Ицкович А. А., Чернов А. О., Файнбург Г. Д., Файнбург И. А. Повышение эффективности процессов поддержания лётной годности воздушных судов на основе методологии управления проектами // Научный вестник МГТУ ГА. 2017. № 20. С. 26–35.
3. Асибаков Р. И., Ицкович А. А., Файнбург Г. Д. О приоритизации портфеля проектов организации по техническому обслуживанию воздушных судов // Наука и образование в наши дни: фундаментальные и прикладные исследования. Материалы XLIII Всероссийской научно-практической конференции. В 2-х частях. Ростов-на-Дону, 2021. С. 499–503.
4. Bitomsky Laura, Huhn Johannes, Kratsch, Wolfgang, Röglinger Maximilian. Process meets project prioritization – a decision model for developing process improvement roadmaps. *27th European Conference on Information Systems (ECIS)*, Stockholm, Sweden, June 2019.
5. Augustin Purmus, Constanta-Nicoleta Bodea. Project prioritization and portfolio measurement in Project oriented organization. *27th IPMA World Congress, Procedia – Social and Behavioral Sciences* 119, (2014), pp. 339–348.
6. Hamed Jafarzadeh, Jalil Heidary-Dahooie, Pouria Akbari, Alireza Qorbani. A project prioritization approach considering uncertainty, reliability, criteria prioritization, and robustness. *Decision Support Systems*, vol. 156, 2022.
7. Данелян Т. Я. Формальные методы экспертных оценок // Экономика, Статистика и Информатика. 2015. № 1. С. 183–185.

References

1. Itskovich A. A., Fainburg G. D., Fainburg I. A., Chernov A. O. System of processes and projects for maintaining airworthiness of aircraft. *Civil Aviation High Technologies*, 2018, no. 21(1) pp. 164–173. (In Russ.)
2. Itskovich A. A., Chernov A. O., Fainburg G. D., Fainburg I. A. Improving the efficiency of processes for maintaining airworthiness of aircraft based on project management methodology, *Civil Aviation High Technologies*, 2017, no. 20(1), pp. 26–35. (In Russ.)
3. Asibakov R. I., Itskovich A. A., Fainburg G. D. On the prioritization of the project portfolio of aircraft maintenance organization. *Science and Education these days: fundamental and applied research. Proceedings of the XLIII All-Russian scientific and practical conference*. In 2 parts. Rostov-on-Don, 2021, pp. 499–503. (In Russ.)
4. Bitomsky Laura, Huhn Johannes, Kratsch, Wolfgang, Röglinger Maximilian. Process meets project prioritization – a decision model for developing process improvement roadmaps, *27th European Conference on Information Systems (ECIS)*, Stockholm, Sweden, June 2019.

5. Augustin Purmus, Constanta-Nicoleta Bodea. Project prioritization and portfolio measurement in Project oriented organization. *27th IPMA World Congress*, Procedia – Social and Behavioral Sciences 119, (2014), pp. 339–348.

6. Hamed Jafarzadeh, Jalil Heidary-Dahooie, Pouria Akbari, Alireza Qorbani. A project prioritization approach considering uncertainty, reliability, criteria prioritization, and robustness. *Decision Support Systems*, vol. 156, 2022.

7. Danelyan T. Ya. Formal methods of expert assessments. *Economics, Statistics and Informatics*, 2015, no. 1, pp. 183–185. (In Russ.)

Информация об авторах

Асибаков Ренат Исмагилович, аспирант, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия, asibakov@gmail.com

Файнбург Григорий Давидович, кандидат технических наук, доцент кафедры, доцент, Московский государственный технический университет гражданской авиации Москва, Россия, g.fainburg@mstuca.ru

Абрамов Борис Александрович, заместитель начальника отдела – эксперт, Государственный научно–исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, abramov@gosniiga.ru

Authors information

Asibakov Renat I., Postgraduate Student, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, asibakov@gmail.com

Fainburg Grigory D., Candidate of Sciences (Engineering), Associate Professor of the Department, Associate Professor, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia, g.fainburg@mstuca.ru

Abramov Boris A., Deputy Head of Department – Expert, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, abramov@gosniiga.ru

Статья поступила в редакцию 24.04.2024; одобрена после рецензирования 06.09.2024; принята к публикации 13.09.2024.

The article was submitted 24.04.2024; approved after reviewing 06.09.2024; accepted for publication 13.09.2024.

Научная статья
УДК 656.7:629.73

ДОЛГОВРЕМЕННЫЕ ТЕНДЕНЦИИ ИЗМЕНЕНИЯ СТРУКТУРЫ И ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПАРКА ВОЗДУШНЫХ СУДОВ РОССИЙСКИХ АВИАПРЕДПРИЯТИЙ

А. А. ФРИДЛЯНД, Р. Р. НИЗАМЕТДИНОВ

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. Описываются основные последствия воздействия пандемии, геополитических кризисов и событий в мире на российский авиатранспортный рынок, структуру сети авиалиний, динамику состава парка воздушных судов (ВС) отечественных предприятий гражданской авиации (ГА). Рассматриваются динамика и структура авиаперевозок пассажиров отечественными предприятиями ГА в 2019–2023 гг., а также наблюдаемая переориентация рынка воздушных перевозок пассажиров, изменение распределения структуры авиаперевозок пассажиров и пассажирооборота по группам ВС, в т. ч. с разделением на зарубежные и отечественные самолёты, динамика структуры удельных операционных расходов и операционного финансового результата (прибыль/убыток) авиатранспортной деятельности отечественных предприятий ГА за 2010–2023 гг. на внутренних воздушных линиях (ВВЛ), международных воздушных линиях (МВЛ) и в сумме на ВВЛ+МВЛ. Приведена статистически значимая взаимосвязь удельного показателя затрат на воздушные перевозки на один выполненный транспортный тонно-километр (т·км) с массой пустого снаряжённого самолёта. Результаты исследования могут быть использованы при развитии научно-методической базы обеспечения эффективного создания и эксплуатации перспективной авиационной техники и авиатранспортной инфраструктуры.

Ключевые слова: гражданская авиация, воздушный транспорт, воздушное судно, транспортные системы страны, себестоимость авиаперевозок, классы самолётов

Для цитирования: Фридлянд А. А., Низаметдинов Р. Р. Долговременные тенденции изменения структуры и эффективности использования парка воздушных судов российских авиапредприятий // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 47. С. 119–127.

LONG-TERM TRENDS IN THE STRUCTURE AND EFFICIENCY OF THE USE OF THE FLEET OF AIRCRAFT OF RUSSIAN AIRLINES

A. A. FRIDLYAND, R. R. NIZAMETDINOV

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

Abstract. The article describes the main consequences of the impact of the pandemic, geopolitical crises and world events on the Russian air transport market, the structure of the airline network, the dynamics of the aircraft fleet of domestic civil aviation enterprises. The article considers the dynamics and structure of passenger air transportation by domestic civil aviation enterprises in 2019–2023, as well as the observed reorientation of the passenger air transportation market, changes in the distribution of the structure of passenger air transportation and passenger turnover by aircraft groups, including division into foreign and domestic aircraft, the dynamics of the structure of specific operating expenses and the operating financial result (profit / loss) of air transport activities

of domestic civil aviation enterprises for 2010–2023 on domestic air routes, international air routes and in total on domestic + international air routes. A statistically significant relationship is presented between the specific indicator of air transportation costs per completed transport tonne-kilometer (t km) and the mass of an empty loaded aircraft. The results of the study can be used in the development of a scientific and methodological base for ensuring the effective creation and operation of promising aviation equipment and air transport infrastructure.

Keywords: civil aviation, air transport, aircraft, transport systems of the country, cost of air transportation, aircraft classes

For citation: Fridlyand A. A., Nizametdinov R. R. Long-term trends in the structure and efficiency of the use of the fleet of aircraft of Russian airlines. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no. 47, pp. 119–127. (In Russ.)

Введение

Основные последствия воздействия пандемии, геополитических кризисов и событий в мире на российский авиатранспортный рынок, структуру сети авиалиний, динамику состава парка ВС характеризуются следующими особенностями:

- наибольший спад и медленное восстановление наблюдаются на дальнемагистральных авиамаршрутах, обслуживаемых широкофюзеляжными ВС;
- в меньшей степени глубина спада и, соответственно, более быстрое восстановление («отскок») прослеживались на авиалиниях, обслуживаемых узкофюзеляжными ВС, ещё в большей мере это наблюдается в сегменте региональных авиаперевозок.

На внутреннем рынке закрылись перевозки через 11 южных аэропортов (Симферополь, Краснодар, Анапа, Ростов-на-Дону, Геленджик, Воронеж, Белгород, Липецк, Брянск, Элиста, Курск), годовой потенциал которых по авиаперевозкам оценивался в 18 млн пасс. К настоящему времени восстановлены перевозки только через Элисту. Пассажиропоток в аэропорты южных регионов страны переориентировался на Сочи, Махачкалу и Минеральные Воды, причём большая его часть – напрямую из региональных аэропортов, минуя Москву.

Эти факторы запустили долговременные процессы и тренды существенных изменений в отечественной ГА, требующие их структуризации и анализа складывающейся на сегодня перераспределения рассматриваемого рынка авиаперевозок. В статье анализируются текущая динамика и перспективы восстановления авиаперевозок воздушного транспорта, долговременные тенденции изменения структуры и использования парка ВС отечественных авиапредприятий.

Динамика и распределение авиаперевозок по группам ВС авиапредприятий

Отраслевая статистика показывает, что в настоящее время наблюдается восстановительный рост авиаперевозок (рис. 1).

Перевозки пассажиров отечественной ГА за 2023 год на внутренних воздушных линиях (ВВЛ) и международных воздушных линиях (МВЛ) выросли по сравнению с 2022 годом на 10,7 %, однако в сравнении с доковидным 2019-м – остались ниже на 17,6 %. На ВВЛ перевозки выросли на 6,8 % по сравнению с 2022 г. и составили 83 млн пасс., а относительно 2019-го стали выше на 13,6 %. На МВЛ перевозки выросли на 28,4 % по сравнению с 2022 г. и составили 22,4 млн пасс, однако по сравнению с 2019 остались ниже на 59,1 %, что связано с текущей геополитической обстановкой и международными санкциями.

Многие ранее популярные авиамаршруты через Москву стали экономически менее привлекательными из-за необходимости облёта зон, опасных для воздушного движения. Существенное позитивное влияние на рост перевозок по ВВЛ в 2022 г. оказали государственные антикризисные субсидии.

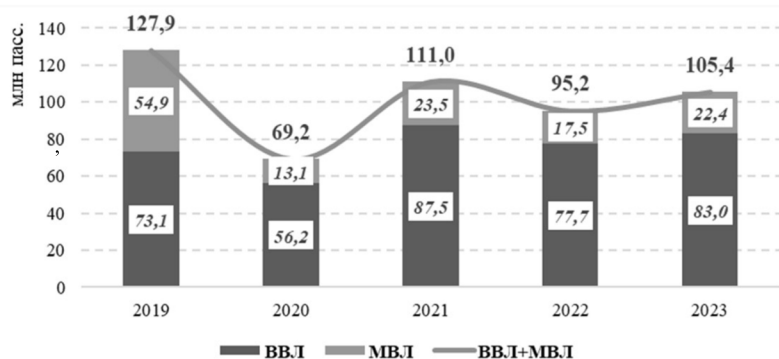


Рис. 1. Перевозки пассажиров отечественной ГА за период 2019–2023 гг., млн пасс.

На МВЛ в период с марта 2022 г. по 2023 г. происходила переориентация отечественных авиакомпаний на ближневосточные и азиатские направления. В 2019 г. доля пассажиров на МВЛ составляла 42,9 % общего пассажиропотока, однако к 2023 г. указанный показатель снизился и составил 21,3 %.

В настоящее время отечественный рынок авиаперевозок находится в состоянии трансформации, сталкиваясь с рядом вызовов, в то же время он обладает значительным потенциалом развития. Адаптация к меняющимся условиям будет являться ключевым фактором успеха отрасли в ближайшие годы. Уже сегодня можно наблюдать динамичное изменение структуры авиаперевозок пассажиров и пассажирооборота отечественной ГА (таблица). В статье рассматриваются следующие группы ВС: самолёты местных воздушных линий (ВЛ); самолёты региональных ВЛ; ближнемагистральные самолёты (БМС); среднемагистральные самолёты (СМС); дальнемагистральные самолёты (ДМС).

Структура перевозки пассажиров и пассажирооборота ГА за 2010, 2019 и 2023 гг.
по группам самолётов

Группы самолётов	2010	2019	2023	2010	2019	2023
	Перевезено пассажиров, тыс. пасс.			Пассажирооборот, млн пасс.км		
Самолёты отечественного производства						
ДМС	659,6	26,1	16,7	2 876,8	83,2	73,2
СМС	6387,0	29,1	18,9	14934,4	62,5	40,8
БМС	1576,1	6223,3	9604,2	2176,6	8654,9	15781,9
Региональных ВЛ	3050,5	1031,9	1007,7	3421,0	970,8	770,6
Местных ВЛ	106,2	182,4	137,6	35,3	74,6	57,4
Остальные*	51,8	52,9	27,1	89,6	35,1	32,2
ИТОГО	11831,2	7545,7	10812,2	23533,9	9881,1	16756,0
Самолёты зарубежного производства						
ДМС	8406,6	20122,0	10359,4	42636,3	103186,4	59626,2
СМС	35363,7	94377,2	78462,4	79707,1	203929,4	182963,4
БМС	0	2802,1	2438,9	0	3016,3	2888,7
Региональных ВЛ	1107,9	2678,1	2485,3	1169,1	2557,7	2210,3
Местных ВЛ	8,5	43,2	53,7	4,9	12,8	19,5
Остальные*	9,6	97,3	24,5	14,2	312,7	54,2
ИТОГО	44896,4	120119,9	93824,3	123531,6	313015,3	247762,3

* грузопассажирские самолёты и бизнес-джеты

Рассмотренные в табл. 1 временные срезы не случайны: 2010 г. – период активного восстановительного роста авиаперевозок после мирового финансового кризиса 2008–2009 гг., затронувшего и отечественную ГА; 2019 г. – период наивысших объёмов авиаперевозок в процессе постсоветского восстановительного роста, предковидный год; 2023 г. – период интенсивного восстановительного роста авиаперевозок после шоковых воздействий пандемии и антироссийских санкций.

Как видно из таблицы, в сегменте БМС основные объёмы перевозок пассажиров и пассажирооборота выполняются на отечественных ВС: за 2010 г. – 100 %, за 2019 г. ≈ 69 %, за 2023 г. $\approx 79,7$ % по пассажирам и 100 %, 74,2 % и 84,5 %, соответственно, по пассажирообороту.

Основной объём воздушных перевозок пассажиров и пассажирооборота в отечественной ГА приходится на СМС зарубежного производства: за 2010 г. – 62,3 %, за 2019 г. – 73,9 % и за 2023 г. – 75 % по пассажирам и $\approx 54,2$ %, 63,2 % и 69,2 %, соответственно, по пассажирообороту.

Отметим, что с 2019 по 2023 г. наблюдается динамика увеличения доли перевозок пассажиров на отечественных самолётах в общем объёме авиаперевозок – с 5,9 % за 2019 г. до 10,3 % за 2023 г., хотя при этом доля воздушных перевозок пассажиров на отечественных самолётах в общем объёме авиаперевозок в 2010 г. составляла 20,9 %.

Эффективность эксплуатации самолётов российскими авиапредприятиями

Успешная деятельность авиапредприятий базируется на обеспечении эффективной эксплуатации парка ВС. Для этого обычно используются показатели производительности, безопасности и себестоимости воздушных перевозок. Себестоимость перевозок по типам (группам типов) ВС является важным показателем при установлении тарифов на авиаперевозки и обосновании необходимости модернизации парка ВС, ниже рассмотрим уровень указанного показателя, рассчитанного из данных фактической статистической отчётности.

Для исследования статистики расходов авиакомпаний (а/к) на воздушные перевозки рассмотрены данные за 2022 г., представленные в форме 67-ГА¹, строка 100 «Расходы, всего» (столбец «Транспортная работа всего (МВЛ+ВВЛ)», при этом расходы на обслуживание работ специального назначения в исследовании не учитывались) и в формах 32-ГА², 33-ГА³ по отечественной ГА.

Для исследования авторами статьи были отобраны а/к, которые преимущественно осуществляли перевозку пассажиров на самолётах.

При этом использовались в первую очередь данные а/к, располагающих самолётами либо одного класса (местных ВЛ, региональные, БМС, СМС, ДМС) либо не более двух классов с доминированием одного из них (по выполненным общим, пассажирским и почтово-грузовым перевозкам, тонно-километрам), обеспечивающими месячный налёт на среднесписочные ВС, сопоставимый со средними (или выше) значениями по рынку для соответствующих типов ВС.

В итоге для исследования отобраны 21 а/к: Аэросервис, Аэропорт Братск, Амур, Хабаровские авиалинии, ЮВТ Аэро, СиЛА, Вологодское авиапредприятие, РусЛайн, НордСтар, Ижавиа, Северсталь, Азимут, АЙ Флай, Уральские Авиалинии, Якутия, Победа, Икар, АЗУР эйр, Северный Ветер, Ямал и ЮТэйр.

¹ Статистические данные отраслевой формы госстатотчётности 67-ГА (фин) «Отчёт о финансовой деятельности авиапредприятий и организаций воздушного транспорта», утверждённой Приказом Федеральной авиационной службы России от 26 мая 1997 г. № 99.

² Статистические данные отраслевой формы госстатотчётности 32-ГА «Сведения о парке воздушных судов», утверждённой Постановлением Росстата от 18.07.2007 № 57.

³ Статистические данные отраслевой формы госстатотчётности 33-ГА «Сведения о работе воздушных судов», утверждённой Постановлением Росстата от 18.07.2007 № 57.

Далее по каждой из а/к рассчитаны следующие показатели:

- $G_{п.сн.}$ – масса пустого снаряжённого самолёта, эксплуатируемого а/к, т. Классификация массы пассажирского самолёта путём деления её на составляющие по их функциональному назначению приведена в отраслевом стандарте «Самолёты пассажирские. Классификация массы»⁴;
- НМПС – годовое количество обслуженного транспортного налёта ВС рассматриваемого типа в парке а/к, ч;
- $T_{ч\text{ общий а/к}}$ – общее годовое количество обслуженного транспортного налёта ВС всех типов самолётов в парке а/к, ч;
- $G_{п.сн.ср}$ – средняя масса пустых снаряжённых самолётов всех типов, эксплуатируемых а/к, т:

$$G_{п.сн.ср} = \sum_{i=1}^n \frac{[G_{п.сн.i} \text{ НМПС}_i]}{T_{ч\text{ общий а/к}}}$$

Удельные затраты на воздушные перевозки (средние за год) на один выполненный тонно-километр (пассажирский и почтово-грузовой) руб./т·км, определяются по формуле:

$$S_{уд. \text{ на транс. пол.}} = \frac{S_{\text{транс. пол.}}}{M_{\text{ткм(пасс.+гр+почта)}}},$$

где $S_{\text{транс. пол.}}$ – годовые затраты на воздушные перевозки, всего по парку ВС а/к (тыс. руб.) по данным формы 67-ГА (столбец «Транспортная работа всего (МВЛ+ВВЛ)»); $M_{\text{ткм(пасс.+гр+почта)}}$ – выполненный тоннокилометраж ВС, осуществляющих транспортные полёты в парке а/к (тыс. т·км) по данным формы 33-ГА (столбцы «Тоннокилометраж всего» на внутренних перевозках и «Тоннокилометраж всего» на международных перевозках).

По расчётным данным показателей на рис. 2 выделена статистическая взаимосвязь (тренд) $S_{уд. \text{ на транс. пол.}}$ и $G_{п.сн.ср}$. Как видно из графика, связь между рассматриваемыми показателями статистически значима и может быть использована при проектных оценочных (прогнозных) расчётах по типам самолётов, ещё не поставленных на серийное производство и в эксплуатацию, с массой пустого снаряжённого самолёта ≤ 30 т, по формуле:

$$S_{уд. \text{ на транс. пол.}} = -193,8 \ln(G_{п.сн.ср}) + 709,41.$$

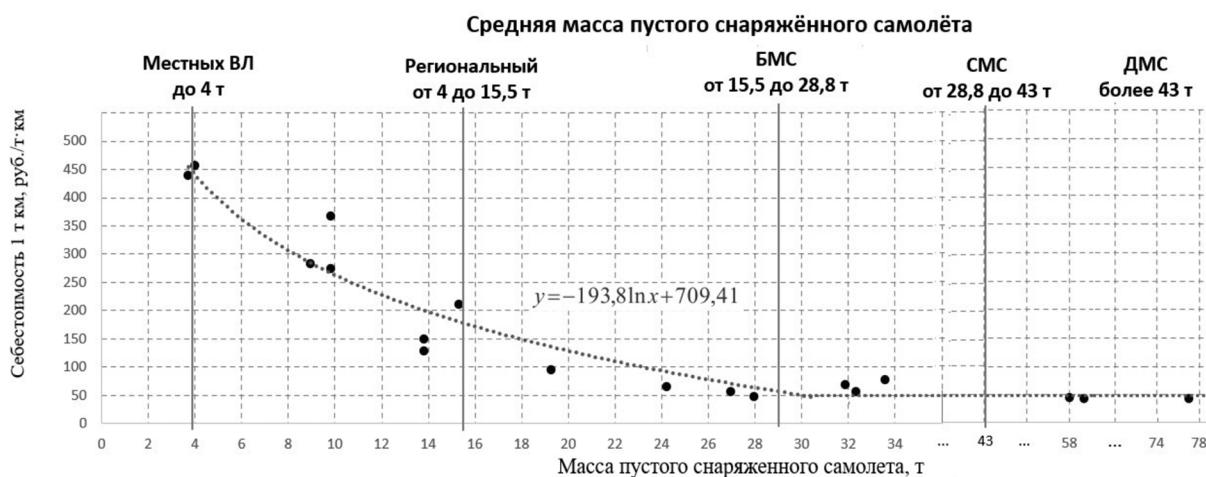


Рис. 2. Взаимосвязь удельного показателя затрат на воздушные перевозки на один т·км пустого снаряжённого самолёта (руб./т·км) и его средней массы, т

⁴ Отраслевой стандарт ОСТ 1 00434-81 «Самолёты пассажирские. Классификация массы». Распоряжение Министерства авиационной промышленности СССР от 25.09.1981 № 087-16.

$S_{\text{уд. на транс. пол.}}$ для СМС с $G_{\text{п.сн.ср}} > 30$ т и ДМС с $G_{\text{п.сн.ср}} > 43$ т составляет $\approx 49,5$ руб./т·км.

На рис. 2 показана дифференциация себестоимости авиаперевозок на самолётах различной размерности (массы): например, у региональных самолётов себестоимость авиаперевозок (в руб./т·км) в 3,5–5 раз превышает аналогичные показатели для СМС и ДМС. Аналогичным образом у самолётов местных ВЛ себестоимость авиаперевозок почти на порядок превышает соответствующий показатель для СМС и ДМС, что объясняет сложности поддержания рентабельности авиаперевозок и потребности в субсидировании в сегментах региональных и, в особенности, местных авиаперевозок.

Представленная выше формула расчёта удельного показателя затрат на воздушные перевозки на один т·км пустого снаряжённого самолёта может быть использована при реализации результатов исследований и разработок авторитетных российских учёных [1], основные положения и рекомендации которых остаются справедливыми и на сегодняшний день, хотя и требуют осуществления предложенных выше дополнений и корректировок.

Динамика изменения экономических характеристик авиаперевозок ГА России

В целом по российскому рынку (включая внутренние и международные перевозки) наблюдается интенсивный рост себестоимости (в расчёте на 1 т·км, рис. 3). При этом в 2010–2023 гг. средний темп инфляции в экономике (индекс потребительских цен) составлял $\approx (7,0–7,1)$ % в год, средний темп роста себестоимости перевозок за аналогичный период $\approx 7,0$ % в год, т. е. соответствует темпу инфляции. В этот же период объёмы авиаперевозок в отечественной ГА существенно, в 1,85 раз, увеличились (продолжался восстановительный рост), что при прочих равных условиях должно было способствовать снижению себестоимости перевозок $\geq 1,5$ % в год. Однако в реальности имел место обратный процесс: себестоимость росла, несмотря на увеличение объёмов перевозок.

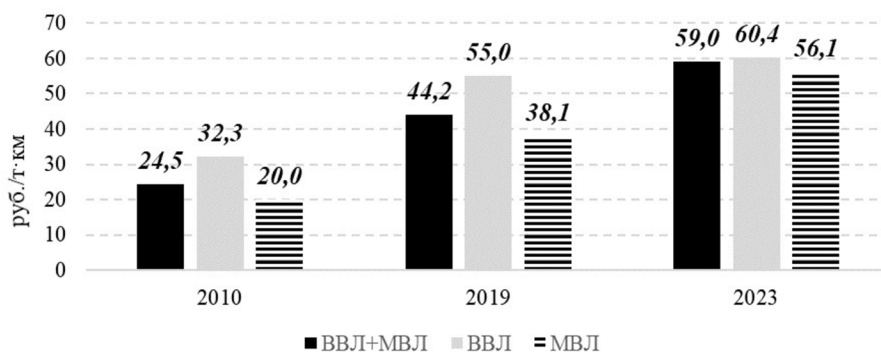


Рис. 3. Динамика средней себестоимости перевозок, в т. ч. на ВВЛ и МВЛ в ГА России (руб./т·км)

Приведённые факты указывают, что значимая часть составляющих (статей) расходов имела более высокие, чем инфляционные показатели, темпы роста. Структура отдельно по сегментам ВВЛ и МВЛ показана на рис. 4, рис. 5 и рис. 6, из которых видно, что рост расходов по таким крупным статьям, как «аренда и лизинг самолётов, вертолётов и авиационных двигателей (СВАД) и лётно-подъёмный состав (ЛПС)», «амортизация СВАД» опережает темпы инфляции в российской экономике.

На рис. 3 показана динамика средней себестоимости, а на рис. 7 – рентабельности перевозок, в т. ч. на ВВЛ и МВЛ в отечественной ГА за 2010, 2019 и 2023 гг., когда наблюдался восстановительный рост авиаперевозок в процессе адаптации авиапредприятий к кризисным условиям и переориентации направлений их международных полётов.

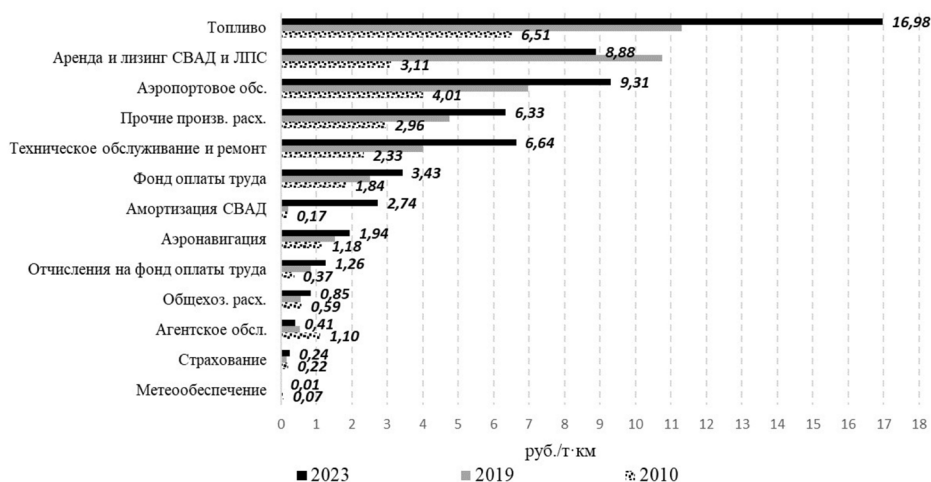


Рис. 4. Структура себестоимости авиаперевозок на ВВЛ и МВЛ в ГА России (руб./т·км)

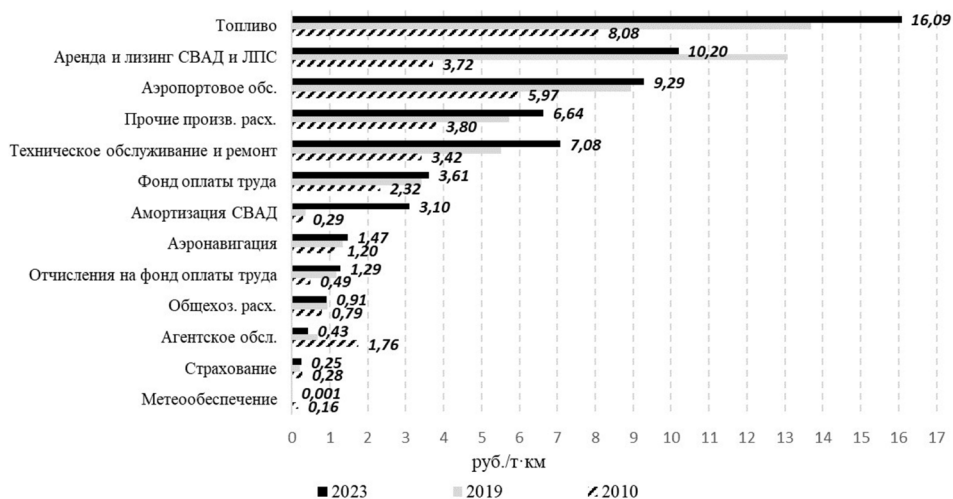


Рис. 5. Структура себестоимости авиаперевозок на ВВЛ в ГА России (руб./т·км)

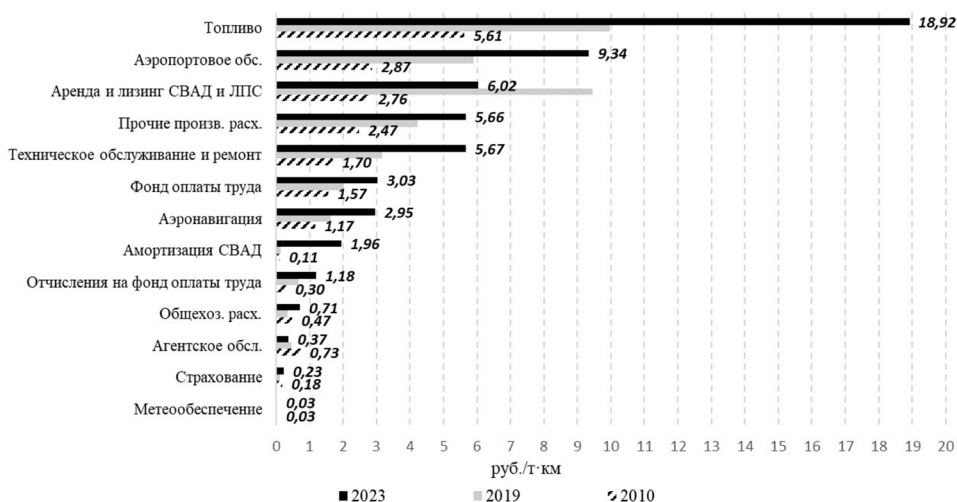


Рис. 6. Структура себестоимости авиаперевозок на МВЛ в ГА России (руб./т·км)

Отметим, что существенный рост статьи «Амортизация СВАД» связан с вступлением в силу с 2022 г. нового стандарта бухгалтерского учёта ФСБУ 25/2018 «Бухгалтерский учёт аренды». Особенностью нового ФСБУ является введение нового вида актива – Право пользования активом (ППА). Арендодатель передаёт актив арендатору, а тот в свою очередь признаёт данный актив (предмет аренды) в качестве ППА, одновременно с признанием ППА происходит признание обязательств по аренде, стоимость ППА погашается через начисление амортизации.

Изменения в экономике перевозок происходили в условиях изменения в структуре авиа-перевозок и авиапарка (таблица).

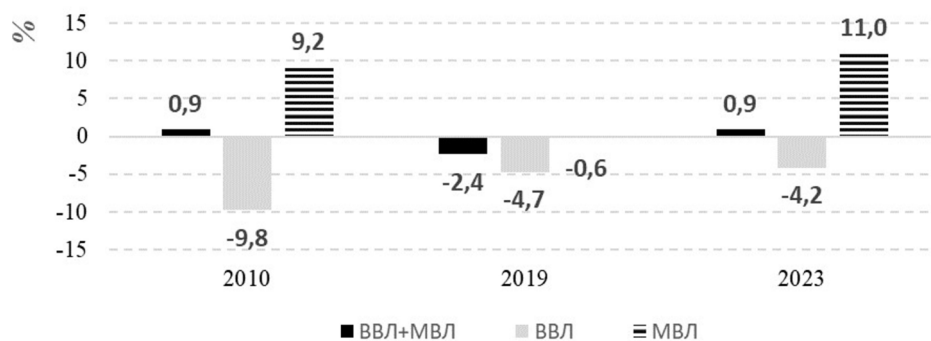


Рис. 7. Средняя операционная рентабельность авиапредприятий в ГА России (%)

Общая операционная рентабельность в целом по отрасли, с учётом полётов как по МВЛ, так и по ВВЛ, нестабильна (рис. 7). Средняя операционная рентабельность деятельности авиапредприятий на ВВЛ в ГА России в рассматриваемые периоды (2010, 2019 и 2023 гг.) отрицательна. Средняя операционная рентабельность деятельности авиапредприятий на МВЛ в ГА России в 2019 и 2023 гг. имеет положительные значения.

Отметим, что анализ показателей, представленных на рис. 3 и рис. 7 за период 2003–2011 гг., а также на рис. 4 за период 2008–2011 гг., авторами данной статьи проводился в 2012 г. [2].

Заключение

Оценка себестоимости авиаперевозок по рассмотренным группам самолётов показала, что наблюдается значительное превышение себестоимости полётов на самолётах местных ВЛ над себестоимостью полётов на региональных самолётах, БМС, СМС и ДМС, а также чётко прослеживается тенденция снижения себестоимости авиаперевозок при увеличении размерности (массы) самолёта.

В статье рассмотрены периоды, в которых прослеживается интенсивный рост себестоимости авиаперевозок, соответствующий темпу инфляции в экономике. Себестоимость росла, несмотря на увеличение объёмов перевозок, что указывает на то, что значимая часть статей расходов имела более высокие темпы роста, чем инфляционные показатели (например, такие крупные статьи, как «аренда и лизинг» и «амортизация СВАД»).

Операционная рентабельность авиаперевозок отечественных а/к в целом по отрасли (по всем видам полётов) нестабильна. Средняя операционная рентабельность деятельности авиапредприятий на ВВЛ в отечественной ГА за проанализированные в статье периоды отрицательна. Средняя операционная рентабельность деятельности отечественных авиапредприятий на МВЛ имеет, в основном, положительные значения.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Дутов А. В., Шапкин В. С., Гальперин С. Б., Клочков В. В., Фридлянд А. А. О мерах по повышению конкурентоспособности авиационной техники российского производства // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2017. № 16. С. 7–14.
2. Фридлянд А. А., Низаметдинов Р. Р. Экономика авиаперевозок и текущее состояние российского авиатранспортного рынка // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2012. № 2. С. 160–165.

References

1. Dutov A. V., Shapkin V. S., Galperin S. B., Klochkov V. V., Fridlyand A. A. On measures to increase the competitiveness of Russian-made aviation equipment. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2017, no. 16, pp. 7–14. (In Russ.)
2. Fridlyand A. A., Nizametdinov R. R. Economics of air transportation and the current state of the Russian air transport market. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2012, no. 2, pp. 160–165. (In Russ.)

Информация об авторах

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

Низаметдинов Руслан Равилович, начальник отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, Ruslan994@mail.ru

Authors information

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

Nizametdinov Ruslan R., Head of Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, Ruslan994@mail.ru

*Статья поступила в редакцию 26.06.2024; одобрена после рецензирования 15.08.2024; принята к публикации 23.08.2024.
The article was submitted 26.06.2024; approved after reviewing 15.08.2024; accepted for publication 23.08.2024*

Научная статья

УДК 656.7.022+[656.7:629.73]

ОПЫТ СССР И РОССИИ ПО ФОРМИРОВАНИЮ СЕТИ РЕГИОНАЛЬНЫХ И МЕСТНЫХ АВИАЛИНИЙ В ОТДАЛЁННЫХ И ТРУДНОДОСТУПНЫХ РЕГИОНАХ И ОБСЛУЖИВАЮЩЕГО ИХ ПАРКА ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

А. А. ФРИДЛЯНД, В. А. МЕЛАНИН

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. Рассмотрена организация перевозок на региональных и местных авиалиниях в отдалённых и труднодоступных районах страны в СССР и в современной Российской Федерации. Показано, что в СССР действовавшая организация региональных и местных авиаперевозок обеспечивала высокую транспортную доступность для населения за счёт сформированной широкой сети аэропортов и авиационных маршрутов, как по всей территории РСФСР, так и внутри каждого субъекта (области, республики). В постсоветский период на территории России резко сократилось число региональных и, особенно, местных аэропортов, существенно сократилась маршрутная сеть и объёмы региональных и местных авиаперевозок, что снизило транспортную подвижность населения на многих авиационных маршрутах в удалённые труднодоступные регионы. В статье проведён сопоставительный анализ объёмов и структуры воздушных перевозок на местных и региональных авиалиниях в 1990 и 2023 гг., а также сравниваются количественный состав и структура парка воздушных судов (ВС) региональных и местных авиалиний в СССР и в современный период. Сделаны и обоснованы выводы о причинах и основных факторах, повлиявших на произошедшие изменения, которые могут быть использованы при разработке долгосрочных программ развития авиационной отрасли России.

Ключевые слова: воздушный транспорт, гражданская авиация, пассажирские авиаперевозки, сеть авиалиний, транспортные системы страны, воздушное судно, парк ВС, аэропорт

Для цитирования: Фридлянд А. А., Меланин В. А. Опыт СССР и России по формированию сети региональных и местных авиалиний в отдалённых и труднодоступных регионах и обслуживающего их парка воздушных судов // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 47. С. 128–139.

THE EXPERIENCE OF THE USSR AND RUSSIA IN THE FORMATION OF A NETWORK OF REGIONAL AND LOCAL AIRLINES IN REMOTE AND HARD-TO-REACH REGIONS AND THE FLEET OF AIRCRAFT SERVING THEM

A. A. FRIDLYAND, V. A. MELANIN

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

Abstract. The organization of transportation on regional and local airlines in remote and hard-to-reach areas of the country in the USSR and in the modern Russian Federation is considered. It is shown that in the USSR, the existing organization of regional and local air transportation provided high transport accessibility for the population due to the formed wide network of airports and air routes, both throughout the territory of

the RSFSR and within each subject (region, republic). In the post-Soviet period, the number of regional and, especially, local airports in Russia sharply decreased, the route network and the volume of regional and local air traffic significantly decreased, which reduced the transport mobility of the population on many air routes to remote hard-to-reach regions. The article provides a comparative analysis of the volume and structure of air traffic on local and regional airlines in 1990 and 2023, and compares the quantitative composition and structure of the fleet of aircraft of regional and local airlines in the USSR and in the modern period. Conclusions are drawn and substantiated about the causes and main factors that influenced the changes that have occurred, which can be used in the development of long-term programs for the development of the Russian aviation industry.

Keywords: air transport, civil aviation, passenger air transportation, airline network, transport systems of the country, aircraft, aircraft fleet, airport

For citation: Fridlyand A. A., Melanin V. A. The experience of the USSR and Russia in the formation of a network of regional and local airlines in remote and hard-to-reach regions and the fleet of aircraft serving them. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no. 47, pp. 128–139. (In Russ.)

Введение

Организацией местных и региональных перевозок в СССР занимались территориальные Управления гражданской авиации (УГА), на которые Министерством гражданской авиации (МГА) была возложена обязанность осуществлять руководство гражданской авиацией в географических границах их деятельности. В результате сформированной маршрутной сети, покрывавшей всю территорию СССР, пассажир мог осуществлять полёты из любого субъекта СССР в другие, используя пересадки в узловых аэропортах [1].

В советское время была сформирована сеть аэропортов и маршрутов как по территории РСФСР, так и внутри каждого субъекта, которая обеспечивала высокую транспортную доступность для всех слоёв населения. Маршрутная сеть местных воздушных перевозок в СССР строилась в рамках стратегии «аэрофикации» территорий, в формате иерархической сети снизу вверх: местные «тупиковые» аэропорты ↔ местные узловые аэропорты ↔ главные аэроузлы региона, через которые сформированные таким образом фидерные («подпитывающие») пассажиропотоки вливались в общую союзную маршрутную сеть, включающую крупнейшие федеральные и межрегиональные узловые аэропорты – хабы, и имела несколько узловых центров в каждом субъекте.

После ликвидации МГА итогом приватизации отрасли стало появление более 400 авиакомпаний, половина из которых располагала парком самолётов не более пяти-десяти судов. Отсутствие финансовых и материальных ресурсов, высокие тарифы авиакомпаний и низкие доходы населения привели к резкому сокращению объёмов перевозок пассажиров. С 1992 по 1995 гг. перевозки сократились почти в два раза, с 1996 по 2000 гг. – почти в три раза: с 63 до 23 млн пасс. [2, 3].

В 1990 году на территории РСФСР действовало около 1450 аэропортов и аэродромов, на конец 2023 года осталось менее 230. Соответственно резко сузились региональная и местная маршрутная сеть авиалиний и снизилась интенсивность обслуживаемых ими авиаперевозок, что ухудшило транспортную доступность многих удалённых регионов России. Анализу и исследованию факторов, обусловивших сложившиеся тенденции, оценке последствий их реализации, посвящена настоящая статья.

Организация региональных и местных авиаперевозок по сети авиалиний в отдалённых и труднодоступных регионах страны в период СССР и в настоящее время

Рассмотрим статистические данные за 1990 и 2023 годы по отправке пассажиров российскими авиапредприятиями из российских аэропортов. Данный показатель выбран потому что в 1990 году

в МГА СССР отсутствовала отдельная отчётность авиаперевозчиков о перевозках пассажиров. Перевозки пассажиров определялись на основе статистики, предоставляемой аэропортами по количеству отправленных пассажиров из аэропорта.

Официальный показатель объёма отправок по МГА СССР включал 3 составляющих: первоначальные отправки пассажиров на внутренних воздушных линиях (ВВЛ) плюс перевозки на международных воздушных линиях (МВЛ) плюс перевозки ПАНХ (применение авиации в народном хозяйстве). В 1990 году данный показатель составил 137,8 млн пасс. по СССР (в том числе – 90,8 млн пасс. по РСФСР).

Подсчитанный таким образом показатель равен количеству пассажиров, перевезённых воздушным транспортом в 1990 году. При этом каждый пассажир на ВВЛ учитывался только один раз независимо от числа пересадок в пути в каждом направлении.

Отправки на МВЛ сейчас включают отправки пассажиров отечественными и иностранными авиаперевозчиками из аэропортов страны, что соответствует международной практике. Однако в период СССР отправки иностранных авиакомпаний в итоговую отчётность аэропортов не включались. Вместо этого для компенсации учитывались «обратные» отправки (перевозки) отечественных авиаперевозчиков. Такая практика считалась оправданной в условиях паритета перевозок на МВЛ «из» и «в» СССР. Поэтому в качестве общего (включающего в том числе полёты иностранных авиакомпаний через аэропорты СССР) объёма отправок из аэропортов на МВЛ 1990 года использовался объём перевозок МВЛ отечественных авиаперевозчиков на собственном парке в прямом и обратном направлениях, равный около 5,0 млн пассажиров по СССР и 4,5 млн – по РСФСР. Для корректного совместного учёта рассматриваемых статистических данных и обеспечения сопоставимости оценок внутренних и международных перевозок через отправки российских авиаперевозчиков по международным и внутренним линиям далее учитывалась только половина определённых вышеизложенным образом перевозок пассажиров на МВЛ.

На рис. 1 и рис. 2 показаны объёмы отправок пассажиров на ВВЛ российскими авиаперевозчиками из аэропортов, структурированных по существующим в 1990 году УГА СССР, а в 2023 году – по структуре административного устройства современной России – федеральным округам (ФО).

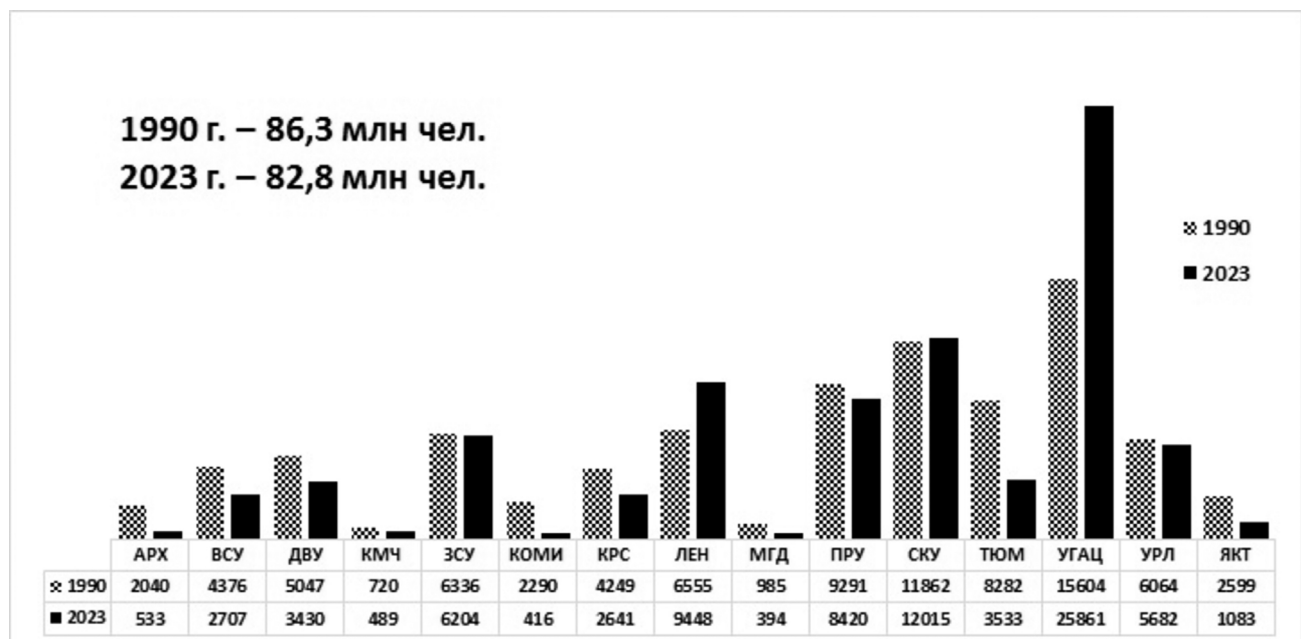


Рис. 1. Количество отправленных пассажиров на ВВЛ из аэропортов, с разделением по УГА в 1990 и 2023 годах, тыс. чел.

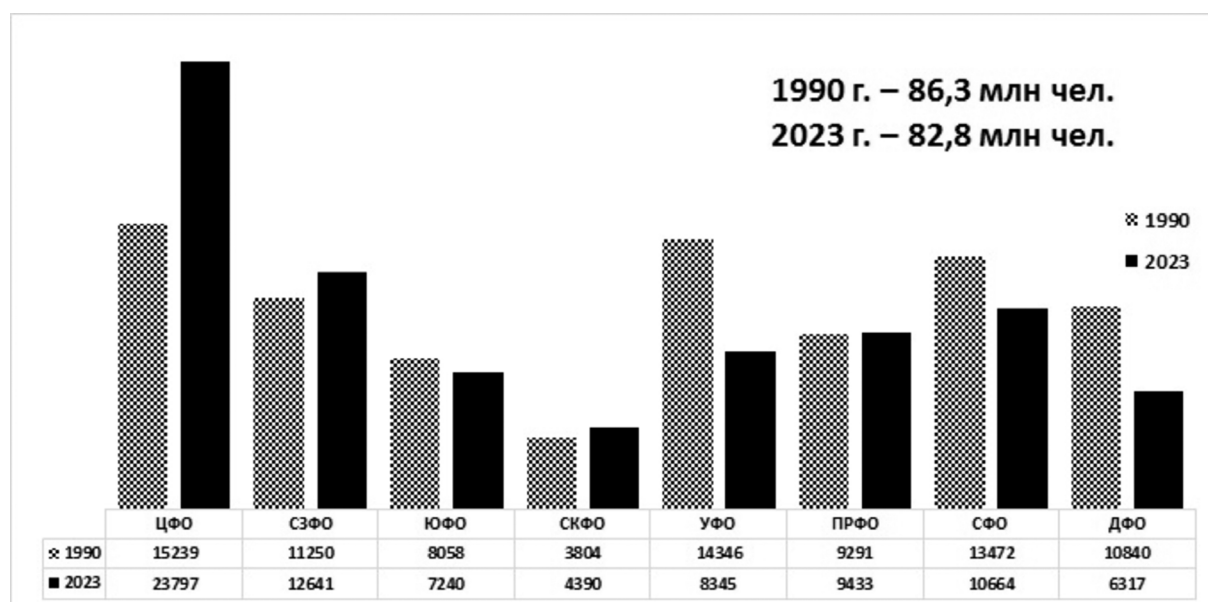


Рис. 2. Количество отправленных пассажиров на ВВЛ из аэропортов с разделением по ФО России в 1990 и 2023 годах, тыс. чел.

Рис. 1 и рис. 2 показывают существенное снижение в 2023 году (в сопоставлении с 1990 годом) отправок из аэропортов удалённых и труднодоступных регионов – Красноярское, Восточно-Сибирское, Дальневосточное, Камчатское, Магаданское и Якутское УГА, а также северные УГА – Архангельское, Коми и Тюменское.

Общая динамика изменения количества отправок пассажиров из аэропортов, наблюдаемая в 2023 году (в сравнении с 1990-м годом), сформировалась, в основном, вследствие сложившейся примерно в 2010-х гг. системы построения маршрутной сети, когда основная доля перевозок пассажиров и, соответственно, отправок пассажиров из региональных аэропортов приходилась на маршруты через Московский авиационный узел (МАУ). В отличие от такой системы построения маршрутной сети, в советское время из аэропорта практически любого центра субъекта выполнялись регулярные авиаперевозки по нескольким десяткам различных направлений, напрямую связывая между собой региональные центры РСФСР.

Анализ перевозок на сети местных и региональных авиалиний в 1990/2023 гг.

В 1990-е годы объёмы перевозок и количество авиарейсов на местных воздушных линиях (ВЛ) сократились в десятки раз по причине снижения спроса в условиях высоких, в сравнении с уровнем заработной платы населения, авиационных тарифов, а также сокращения аэропортовой сети и развития наземного транспортного сообщения в ряде регионов. Местные авиаперевозки практически прекращены в Центральном, Приволжском и Южном федеральных округах и на значительной части Северо-Западного федерального округа, где имеется развитая сеть наземных транспортных коммуникаций, с которыми местные ВЛ не выдерживают конкуренции [4].

Перевозки пассажиров в советское время на местных и региональных ВЛ значительно превосходили объёмы региональных и местных пассажирских перевозок в настоящее время, что является очевидным следствием деформации структуры внутренних авиаперевозок путём их ориентации преимущественно на аэропорты МАУ и уменьшения масштабов региональных и местных сетей воздушных перевозок во многих субъектах России.

Воздушный транспорт в СССР позволял осуществлять авиационные перевозки по большому количеству как местных, так и региональных маршрутов, обеспечивая подвижность населения, в том числе в труднодоступных регионах страны [5, 6].

На рис. 3 по трём ФО представлены, в качестве типичных примеров, данные, характеризующие существенное падение объёмов перевозок на местных ВЛ в рассматриваемый период: перевозки по маршрутам, в 1990 году характеризовавшиеся высокой и средней интенсивностью, к 2023 году практически прекратились.

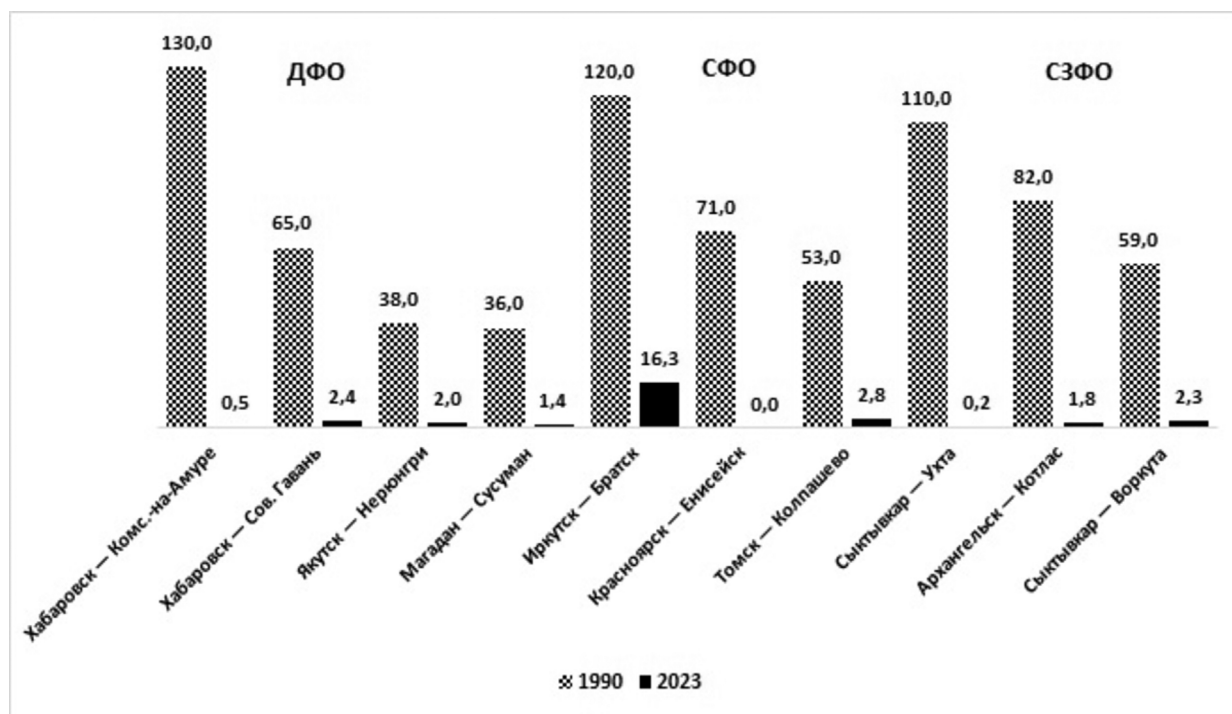


Рис. 3. Перевозки на местных авиалиниях, тыс. пасс.

В период СССР в Якутской АССР (теперь Республика Саха (Якутия)) была широко развита маршрутная сеть местных ВЛ. Они осуществлялись по более чем 30 направлениям из многих населённых пунктов, в том числе Якутска, Алдана, Усть-Неры, Нюрбы, Батагая, Чурапчи, Олекминска, Хандыги, Мирного, Сангара, Вилюйска, Усть-Мая, Ленска. В Якутии воздушный транспорт обслуживает более 80 % всего пассажирооборота. Из-за дефицита круглогодичных дорог наземного сообщения авиация для жителей республики является безальтернативным видом транспорта.

В настоящее время в Республике Саха (Якутия) в составе Федерального казённого предприятия (ФКП) «Аэропорты Севера» функционируют около 30 аэропортов, получающих бюджетное финансирование своей деятельности и развития инфраструктуры. Большинство аэропортов региона, не вошедших в структуру ФКП «Аэропорты Севера», в настоящее время находятся либо в критическом состоянии, либо в стадии прекращения своей деятельности. В рамках действующего отраслевого Комплексного плана модернизации и расширения магистральной инфраструктуры в Якутии планируется реконструкция 14 аэропортовых комплексов.

Одним из важнейших факторов снижения объёмов авиаперевозок на местных авиалиниях в Дальневосточном ФО является сокращение численности населения. Например, численность населения Чукотского автономного округа в 2023 году в сравнении с 1990-м сократилась в 3,4 раза: со 162,1 до 47,8 тыс. чел. Структура расселения по территории округа к настоящему времени изменилась, оставшееся население тяготеет к относительно крупным населённым пунктам, в которых поддерживается экономическая активность, что существенно повлияло на сокращение маршрутной сети местных перевозок. Существующие регулярные авиалинии, в основном, связывают населённые пункты округа с областным центром — Анадырем, на котором сконцентрирована большая часть выполняемого пассажиропотока.

Новосибирская область имеет развитую наземную транспортную инфраструктуру:

- 3 федеральные автомобильные трассы: М51 (часть транссибирской автомагистрали проходит через область с запада на восток, соединяя Новосибирск с соседними регионами); М52 (автомобильная дорога федерального значения Новосибирск – Новоалтайск (подъездная дорога к Барнаулу) – Бийск – Майма (подъездная дорога к Горно-Алтайску) – государственная граница с Монголией, обеспечивает связь Новосибирска с ближайшими регионами, расположенными восточнее Новосибирской области); М53 (федеральная трасса «Сибирь», обеспечивает связь с ближайшими к северо-востоку субъектами);

- сеть автодорог регионального и местного значения (протяжённостью 15300 км), которые являются ответвлениями на север и юг от федеральных трасс, обеспечивая транспортную доступность всех районов области, в том числе удалённых от столицы. В рамках реализации национального проекта «Безопасные и качественные автомобильные дороги» в Новосибирской области планируется привести в нормативное состояние 1187,3 км автодорог;

- железнодорожную магистраль («Западно-Сибирская железная дорога»). Эксплуатационная длина путей по Новосибирской области – 1530 км. Железнодорожная магистраль проходит через Новосибирскую область с запада на восток и позволяет обеспечить транспортную доступность во взаимоувязке железнодорожного и автомобильного транспорта практически для всех районов области.

Таким образом, к настоящему времени развитие наземной транспортной инфраструктуры в Новосибирской области и некоторых других областях Сибирского ФО (южная часть Томской области, Алтайский край) в условиях дефицита инвестиционных ресурсов и реального уровня доходов населения снижает актуальность развития местных воздушных перевозок региона, что подтверждается представленной выше статистикой.

Однако проблемы транспортной доступности в Сибирском ФО характерны для северных районов Томской области, большая часть которых покрыта Васюганскими болотами, крупнейшими в Евразии. Неразвитая транспортная инфраструктура, удалённость от федеральных транспортных путей препятствуют развитию региона, происходит отток населения из сельской местности, обусловленный недостаточностью развития социальной и транспортной инфраструктуры в сельских районах.

Существенная причина снижения объёмов авиаперевозок на местных авиалиниях Северо-Западного ФО – улучшение дорожной сети, развитие альтернативных видов транспорта – автомобильного и железнодорожного.

Немногом лучше ситуация с динамикой перевозок на региональных ВЛ (перевозки внутри ФО). Здесь также отмечается резкое снижение объёмов перевозок на многих направлениях, хотя и не настолько сильное, как на местных ВЛ (рис. 4).

Региональная авиация является одним из важных сегментов рынка гражданской авиации, которая осуществляет регулярные коммерческие авиаперевозки между отдельными регионами и в пределах регионов, обеспечивая транспортную доступность для населения страны и конкурируя с железнодорожным и автомобильным транспортом [7].

Развитие региональной авиации – это удовлетворение потребности населения в межрегиональных авиаперевозках, создание дополнительных рабочих мест в производстве и обслуживании ВС и объектов инфраструктуры [8].

Сокращению местных и региональных перевозок в нашей стране способствовали объективные факторы:

- сокращение численности и изменение распределения населения по территории большинства удалённых субъектов (рост численности населения региональных центров и усиление тяготения к ним);

- развитие наземной транспортной инфраструктуры (строительство и приведение в надлежащее состояние автомобильных дорог, развитие железнодорожных магистралей);

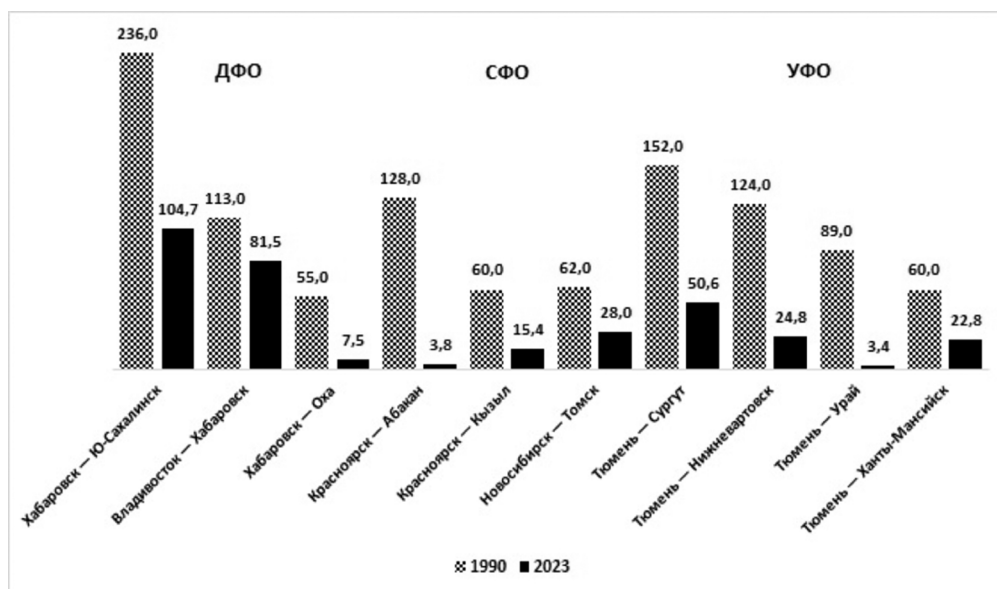


Рис. 4. Перевозки на региональных авиалиниях, тыс. пасс.

- фактическое отсутствие серийного производства современных российских самолётов региональных и местных ВЛ, некомпенсируемое массовое выбытие из эксплуатации самолётов указанных классов предыдущих поколений.

Во многих субъектах России развитие наземного транспорта не может в реальных географических условиях удовлетворить потребности в транспортной мобильности местного населения. Прежде всего, в Дальневосточном ФО, северных районах Сибирского, Уральского и Северо-Западного ФО высока востребованность в восстановлении местных и региональных авиаперевозок, что требует специальных мер господдержки по преодолению дефицита располагаемого парка региональных и местных ВС.

Важной особенностью сложившейся в постсоветский период маршрутной авиасети являются выросшие объёмы пассажирских перевозок из административных центров субъектов России в Москву (рис. 5), что отражает ориентацию перевозок на Москву, как основной узел стыковки рейсов регулярных маршрутов. Отметим при этом, что в 2022–2023 гг. наметилось формирование важной обратной тенденции: увеличение авиаперевозок пассажиров напрямую между административными центрами нашей страны.

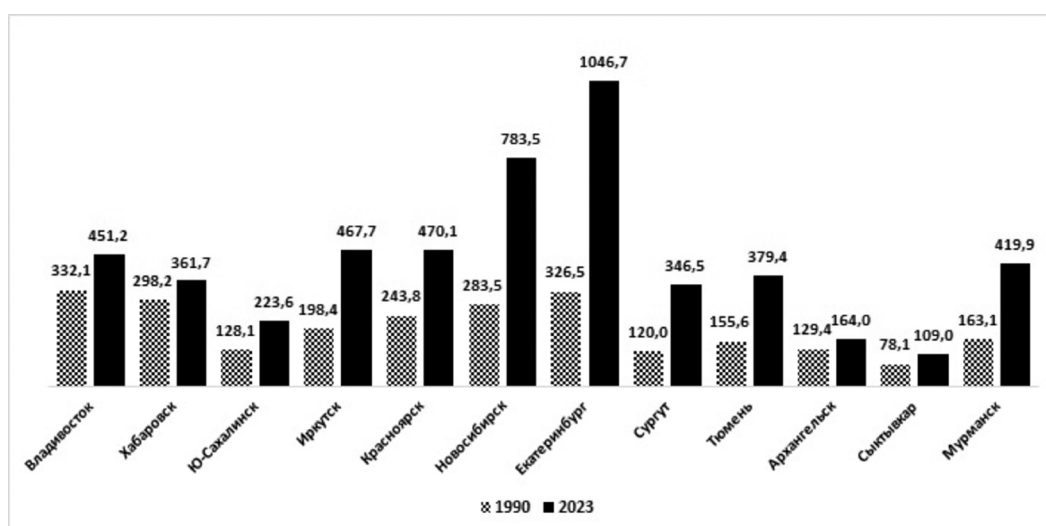


Рис. 5. Пассажиропотоки на авиалиниях в Москву, тыс. пасс.

В целом система авиаперевозок в СССР по схеме построения сети авиалиний соответствовала международному опыту, например США. В США широко распространена модель фидерных перевозок, когда региональные авиакомпании на небольших и средних региональных самолётах собирают и подвозят на достаточно короткие расстояния пассажиров из местных и региональных аэропортов для обеспечения загрузки крупных сетевых авиакомпаний, осуществляющих перевозки между крупными хабами. Местные и региональные перевозки обычно убыточны и сетевые авиакомпании субсидируют фидерные перевозки региональных авиакомпаний, которые формируют для них дополнительные пассажиропотоки, доставляя пассажиров в соответствующие авиаузлы.

Состав и структура парка ВС региональных и местных авиалиний в СССР и в современный период

Для корректной оценки текущего состояния системы внутрироссийских воздушных перевозок с учётом опыта развития гражданской авиации бывшего СССР и последовавших изменений в условиях функционирования транспортной системы страны авторами проведён сопоставительный анализ парка ВС и авиаперевозок в 1990 и 2023 годах.

В качестве исходных данных для анализа парка ВС, эксплуатируемого на региональных и местных ВЛ в период СССР, взяты данные отраслевой статистической формы № 4, содержащей информацию о распределении ВС по УГА СССР и их использованию. Указанная статистическая информация включает:

- типы ВС;
- по типам ВС и конкретным УГА: количество рейсов в год; количество перевезённых пассажиров; перевозки почты и грузов; процент пассажирской и коммерческой загрузки; налёт часов общий и на рейс.

1990 год выбран для рассмотрения, поскольку это последний год существования официальной статистики перевозок по МГА СССР (и, соответственно, по РСФСР). С 1991 года такая статистика отсутствует в связи с упразднением в 1992 году МГА. Именно 1990 год характеризуется максимальным за советскую историю отрасли объёмом авиаперевозок.

В качестве исходных данных для анализа современного состояния парка ВС российских коммерческих авиакомпаний использованы данные статистических форм 32/33-ГА за 2023 год.

На рис. 6 представлена структуры парков ВС авиаперевозчиков РСФСР для 1990 года и коммерческих авиакомпаний России для 2023 года по классам ВС: дальнемагистральные ВС (ДВС), среднемагистральные ВС (СВС), ближнемагистральные (БВС), региональные ВС (РВС) и ВС местных ВЛ (МВС).

Из представленных данных видно, что если количество ДВС и СВС в 2023 году находилось на сопоставимом уровне с 1990 годом, то очевидно существенное сокращение парка РВС (~ в 8,2 раза) и МВС (~ в 20,5 раз) к 2023 году в сопоставлении с 1990 годом.

Такое сокращение парков способствовало обвальному сокращению пассажирских перевозок на региональных и местных маршрутах, что в свою очередь привело к масштабному сокращению местной и региональной аэродромной и маршрутной сети и снизило подвижность населения в труднодоступных регионах, где авиация является безальтернативным видом транспорта.

Перевозки пассажиров в советское время на МВС и РВС (рис. 7) составляли почти половину всех авиаперевозок пассажиров в 1990 году (46,8 %). В 2023 году доля коммерческих перевозок пассажиров РВС и МВС составила всего 3,5 %.

Ранее во времена СССР воздушные перевозки на местных авиалиниях осуществляло большое количество МВС, таких как Ан-2 и L-410, РВС типа Ту-134 и Ан-24. Эти ВС были массово распределены по всей стране с учётом реальной потребности в обеспечении местных и региональных перевозок [9]. Сегодня большинство ВС советского производства этих классов уже

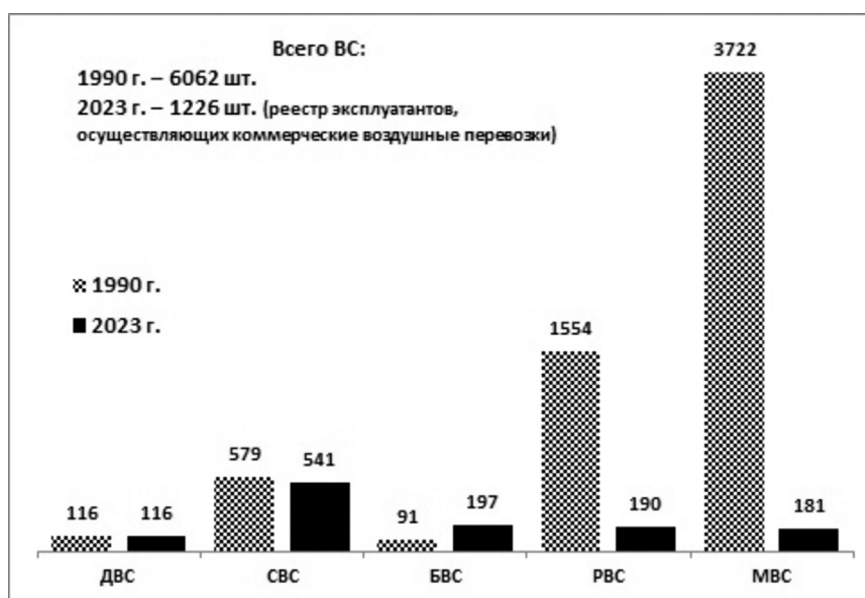


Рис. 6. Структуры парков ВС авиаперевозчиков РСФСР/России по классам ВС, 1990/2023 гг., шт.

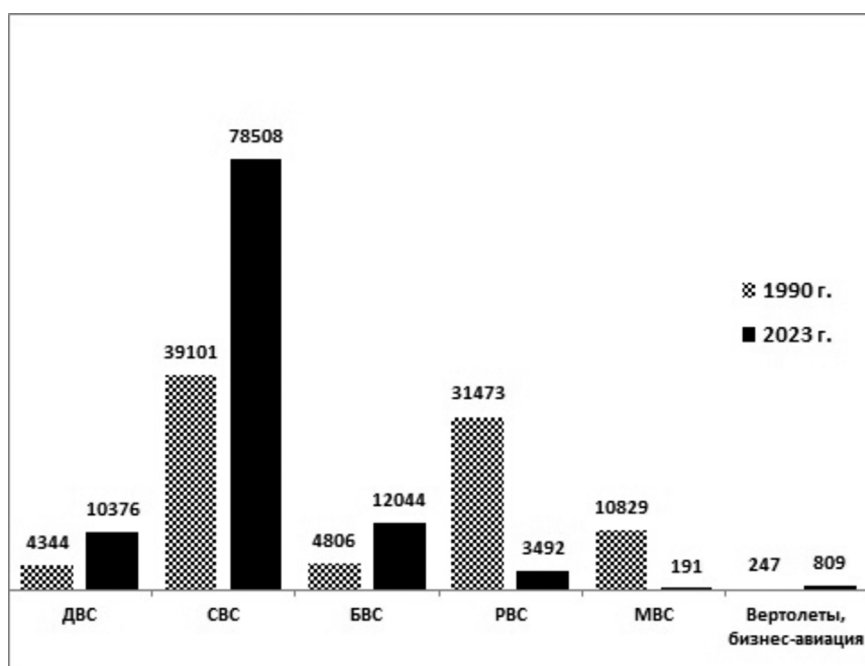


Рис. 7. Перевозки пассажиров авиаперевозчиками РСФСР/России по классам ВС, 1990/2023 гг., тыс. чел.

выведены из эксплуатации, а серийное производство аналогичной новой авиатехники для замещения таких типов ВС отсутствует.

Парк ВС рассматриваемых классов включал в 1990 году:

РВС: Ту-134 (349 ВС); Ил-18 (6 ВС); Ан-24 (651 ВС); Як-40 (548 ВС);

МВС: Ан-28 (102 ВС); L-410 (483 ВС); Ан-2 (3137 ВС).

В настоящее время в коммерческих авиакомпаниях в действующем парке ВС местных линий основную долю занимают: Ан-2 – 89 ВС, L-410 – 37 ВС и 19 канадских ВС DHC-6.

Парк региональных ВС коммерческих авиакомпаний в настоящее время сформирован в основном самолётами производства бывшего СССР: Ан-24 – 51 ВС, Ан-26 – 44 ВС, Як-40 – 19 ВС; зарубежного производства – канадские Bombardier CRJ100/200 – 26 ВС, франко-итальянские ATR 42/72 – 19 ВС.

Заключение

Парк ВС региональных и местных ВЛ авиаперевозчиков Российской Федерации в период СССР позволял осуществлять авиационные перевозки по большому количеству как местных, так и региональных маршрутов, стабильно обеспечивая авиационную подвижность населения, в том числе в труднодоступных регионах страны. В рамках развития советской узловой региональной маршрутной сети (политика «аэрофикации») парк ВС количественно и качественно соответствовал задачам обеспечения авиатранспортной доступности и поддержания подвижности населения регионов на относительно высоком уровне.

Со времён СССР на территории Российской Федерации произошли значительные изменения авиатранспортной системы:

- существенно сокращена маршрутная сеть региональных и местных авиалиний;
- в отсутствие достаточной финансовой поддержки из-за убыточности с рынка ушли большинство региональных и местных авиаперевозчиков, в результате система плотного покрытия территории страны зонами охвата региональных авиаперевозчиков утрачена и в настоящее время во многих регионах не удовлетворяет потребностям населения;
- существенная часть региональных и особенно местных аэропортов и аэродромов в настоящее время исключена из Государственного реестра аэродромов и вертодромов гражданской авиации Российской Федерации и переведена в посадочные площадки либо находится в нерабочем состоянии;
- уход с рынка многих региональных авиаперевозчиков происходил на фоне общей централизации рынка авиаперевозок и усиления доминирующих игроков, что не способствовало сохранению действовавшей ранее модели «аэрофикации» страны.

Основные причины произошедшего снижения перевозок на региональных и местных ВЛ:

- отмена существовавшего во времена СССР безвозмездного перераспределения доходов внутри региональных УГА между планово прибыльными и планово убыточными авиапредприятиями одного УГА (фактически отмена внутрирегионального перекрестного субсидирования);
- кардинальное изменение структуры парка ВС – некомпенсированное выбытие из эксплуатации большого количества РВС (Ту-134, Ан-24/26) и МВС (Ан-2, L-410) [10].

Результаты и выводы настоящего исследования рекомендуются к использованию в составе информационной базы разработки долгосрочных программ развития авиационной отрасли России.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Волков М. М. Управление в области гражданской авиации СССР: Учебное пособие. Ленинград: ВАУ ГА, 1971. 58 с.
2. Громов Н. Н. Тенденции развития воздушного транспорта России // Бюллетень транспортной информации. 2005. № 9. С. 11–16.
3. Филина В. Н. Стратегии развития рынка авиационных транспортных услуг // Проблемы прогнозирования. 2019. № 4. С. 50–58. <https://www.elibrary.ru/yjkhez>
4. Сорокин О. В. Трансформация территориальной структуры внутренних пассажирских авиаперевозок в России (1960-1970-е и 2010-е годы) // Региональные исследования. 2022. № 2. С. 53–66. <https://doi.org/10.5922/1994-5280-2022-2-5>
5. Туголуков С. М. Перевозки пассажиров на воздушном транспорте между основными городами СССР в 1975 году. Москва: Правда, 1978. 652 с.

6. Транспорт и связь СССР (Статистический сборник). Москва: Финансы и статистика, 1990. 239 с.
7. Юровских Е. А., Слукина С. А. Региональная авиация России. Актуальные проблемы и перспективы // Международная конференция студентов и молодых учёных «Весенние дни науки»: сборник докладов. Екатеринбург, Уральский федеральный университет имени первого президента России Б. Н. Ельцина, 2022. С. 439–445. <https://www.elibrary.ru/bmuerc>
8. Соболев Л. Б. Региональная авиация России // Экономический анализ: теория и практика. 2018. Т. 17. № 1. С. 99–115.
9. Алтунин Е. В., Драгозов П. К., Дегтев В. С. и др. История отечественной гражданской авиации. Москва: Воздушный транспорт, 1996. 583 с.
10. Авдонина И. С., Немчинов О. А. Проблема развития региональной и местной сети авиационных маршрутов // Транспортный бизнес и логистика: актуальные аспекты развития: Сборник тезисов I Всероссийской научно-практической конференции. Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королева, 2020. С. 130–132. <https://www.elibrary.ru/ynmadd>

References

1. Volkov M. M. *Upravlenie v oblasti grazhdanskoj aviatsii SSSR: Uchebnoe posobie*. Leningrad, 1971, 58 p. (In Russ.)
2. Gromov N. N. Tendentsii razvitiya vozdušnogo transporta Rossii. *Byulleten' transportnoj informatsii*, 2005, no. 9, pp. 11–16. (In Russ.)
3. Filina V. N. Development strategies of the air transport services market. *Problemy prognozirovaniya*, 2019, no. 4, pp. 50–58. (In Russ.)
4. Sorokin O. V. Transformation of territorial structure of domestic passenger air service in Russia in 1960s-1970s and 2010s. *Regional'nye issledovaniya*, 2022, no. 2, pp. 53–66. (In Russ.) <https://doi.org/10.5922/1994-5280-2022-2-5>
5. Tugolukov S. M. *Perevozki passazhirov na vozdušnom transporte mezhdu osnovnymi gorodami SSSR v 1975 godu*. Moscow, Pravda Publ., 1978, 652 p. (In Russ.)
6. *Transport i svyaz' SSSR. Statisticheskij sbornik*. Moscow, Finansy i statistika Publ., 1990, 239 p. (In Russ.)
7. Yurovskikh E. A., Slukina S. A. Regional'naya aviatsiya Rossii. Aktual'nye problemy i perspektivy. *Sbornik dokladov mezhdunarodnoj konferentsii "Vesennie dni nauki"*, Ekaterinburg, 2022, pp. 439–445. (In Russ.)
8. Sobolev L. B. Regional'naya aviatsiya Rossii. *Ekonomicheskij analiz: teoriya i praktika*, 2018, no. 1, pp. 99–115. (In Russ.)
9. Altunin E. V., Dragovoz P. K., Degtev V. S. *Istoriya otechestvennoj grazhdanskoj aviatsii [History of domestic civil aviation]*. Moscow, Vozdushnyj transport Publ., 1996, 583 p. (In Russ.)
10. Avdonina I. S., Nemchinov O. A. Problema razvitiya regional'noj i mestnoj seti aviatsionnykh marshrutov. *Transport business and logistics: current aspects of development. Sbornik tezisev I Vserossijskoj nauchno-prakticheskoy konferentsii*. Samara National Research University, 2020, pp. 130–132. (In Russ.)

Информация об авторах

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

Меланин Владимир Александрович, кандидат экономических наук, доцент, заместитель директора Научного центра, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, v.melanin@yandex.ru

Authors information

Fridlyand Aleksandr A., Doctor of Sciences (Economics), Candidate of Sciences (Engineering), Professor, Director of the Scientific Center, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, info@aeroprogress.ru

Melanin Vladimir A., Candidate of Sciences (Economics), Associate Professor, Deputy Director of the Scientific Center, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, v.melanin@yandex.ru

Статья поступила в редакцию 24.04.2024; одобрена после рецензирования 06.09.2024; принята к публикации 13.09.2024.

The article was submitted 24.04.2024; approved after reviewing 06.09.2024; accepted for publication 13.09.2024.

Научная статья
УДК 629.7.05 (211)

ОПРЕДЕЛЕНИЕ КУРСА ВОЗДУШНОГО СУДНА В ПРИПОЛЯРНЫХ ШИРОТАХ

А. Б. БЕЛЬСКИЙ^{1,2}, В. П. БУРМИСТРОВ¹, В. М. ЧОБАН¹

¹ *Национальный центр вертолётостроения имени М. Л. Миля и Н. И. Камова,
г. Люберцы, Московская область, Россия*

² *Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, Россия*

Аннотация. В статье проведён анализ возможности определения курса самолётов и вертолётов в приполярных широтах существующими курсовыми системами. Современные пилотажные комплексы воздушных судов (ВС) определение курса проводят на основе измерения физических свойств Земли, таких как скорость вращения относительно оси планеты и её магнитных полей. По принципу действия данные системы не обеспечивают определение курса с заданными требованиями в приполярных широтах. В статье описан подход по созданию программно-аппаратного устройства определения курса ВС только на основе измерения угла путевой скорости и угла сноса, что позволяет определять его курс в любой точке земной поверхности, в том числе в приполярных широтах, с высокой точностью. Предложена конструкция устройства для определения курса ВС с точностью порядка 20' в любом месте нашей планеты. В состав устройства входит штатное бортовое оборудование, объединённое в единую систему с целью обработки информации и определения курса носителя по заданному алгоритму. Подробно рассмотрены элементы конструкции устройства для определения курса, их взаимосвязь и порядок работы в составе ВС.

Ключевые слова: воздушное судно, аэронавигация, курсовая система, гировертикаль, система электронной индикации, система воздушных сигналов, спутниковая навигационная система, доплеровский измеритель, навигационный вычислитель, интеллектуальные транспортные системы

Для цитирования: Бельский А. Б., Бурмистров В. П., Чобан В. М. Определение курса воздушного судна в приполярных широтах // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 47. С. 140–148.

CALCULATING AIRCRAFT HEADING IN SUBPOLAR AREA

A. B. BELSKIY^{1,2}, V. P. BURMISTROV¹, V. M. CHOBAN¹

¹ *Mikhail Mil and Nikolay Kamov National Helicopter Center, Lyubertsy, Moscow Region, Russia*

² *Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia*

Abstract. This article analyses apparatuses for aircraft heading. Currently, navigation instruments calculate aircraft heading based on Earth's spin around its axis and magnetic fields. However, this principle cannot be applied when calculating heading in subpolar area. This article describes method and apparatus for aircraft heading calculation based on ground speed and drift angles only, which enables precise heading calculation at any point of the earth surface. The design of an apparatus for aircraft heading with an accuracy of about 20 arc minutes at any place of the planet is proposed. The apparatus comprises standard aircraft systems combined into a single system for data processing and calculating the heading based on the planned algorithm. The article

presents in details the components of the apparatus for aircraft heading, their interconnection and principle of operation as part of the aircraft.

Keywords: aircraft heading, aeronavigation, heading reference system, vertical gyro, electronic display system, air data system, satellite navigation system, doppler velocity and drift angle gauge, navigation computer, intelligent transport systems

For citation: Belskiy A. B., Burmistrov V. P., Choban V. M. Calculating aircraft heading in subpolar area. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no. 47, pp. 140–148. (In Russ.)

Введение

В процессе аэронавигации на борту современных ВС для определения курса применяются курсовые системы на основе гиropolукомпасов, гироскопсов и гиромагнитных компасов. Они используют гироскопический и магнитный датчики, которые определяют курс на основе информации о горизонтальных составляющих угловой скорости вращения Земли и её магнитного поля [1].

Идея создания двухстепенного гироскопса принадлежит Фуко. Она успешно используется в гироскопсах, предназначенных для топографических целей – при определении сторон света в месте наблюдения. С принципиальной стороны рассматриваемый прибор представляет собой астатический гироскоп, вращающийся внутри кожуха. Сам кожух может поворачиваться вокруг оси, установленной вдоль истинной вертикали. Оси собственного вращения гироскопа и кожуха взаимно перпендикулярны (рис. 1). Географическая система координат $\xi\eta$ принимается за опорную систему. Положение вектора кинетического момента гироскопа $\mathbf{H}^Г$ характеризуется углом α , образуемым проекцией вектора $\mathbf{H}^Г$ на истинный горизонт с осью η , направленной вдоль меридиана на север. Угол α считается положительным, когда проекция вектора кинетического момента гироскопа отклоняется к западу.

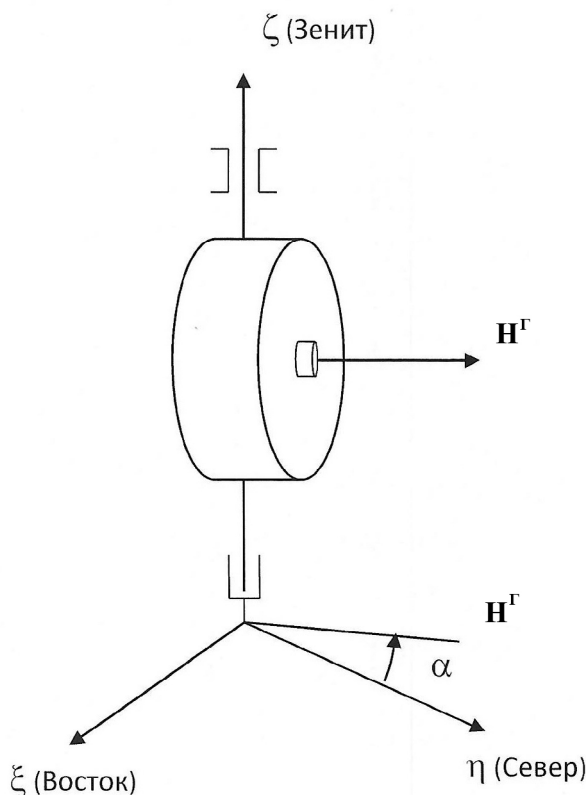


Рис. 1. Двухстепенный гироскопс

При неподвижном основании гироскопа, когда линейные скорости ВС равны нулю, проекции угловой скорости Земли $\mathbf{U}^3$ (переносной скорости) на оси географической системы координат равны (рис. 2)

$$\omega_\xi = 0, \quad \omega_\eta = |\mathbf{U}^3| \cos \varphi, \quad \omega_\zeta = |\mathbf{U}^3| \sin \varphi,$$

где φ – широта места нахождения ВС.

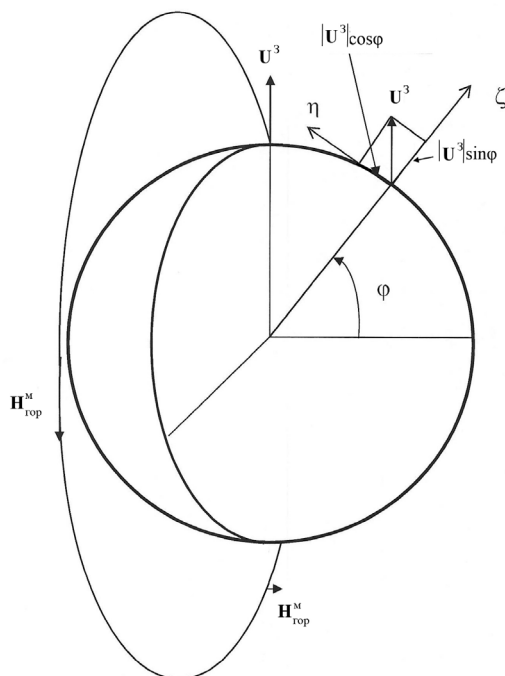


Рис. 2. Зависимость составляющих угловой скорости $\mathbf{U}^3$ Земли и горизонтальной составляющей напряжённости магнитного поля Земли от широты на земной поверхности

При расположении гироскопа, как показано на рис. 1, на него действует направленная к северу компонента ω_η угловой скорости вращения Земли. Гироскопический момент, вызванный этой компонентой, равен

$$M_\zeta = -|\mathbf{H}^\Gamma| |\mathbf{U}^3| \cos \varphi \sin \alpha. \quad (1)$$

Этот момент направлен вдоль оси кожуха так, что стремится по кратчайшему расстоянию совместить вектор кинетического момента гироскопа с направлением на север. Гироскопический момент (1) гироскопа называется направляющим моментом гирокомпаса. Движение чувствительного элемента гирокомпаса относительно оси кожуха

$$A\ddot{\alpha} = -|\mathbf{H}^\Gamma| |\mathbf{U}^3| \cos \varphi \sin \alpha - D\dot{\alpha} + M, \quad (2)$$

где A – момент инерции кожуха с ротором гироскопа относительно оси ζ ; $\ddot{\alpha}$ – угловое ускорение относительно оси ζ ; $D\dot{\alpha}$ – момент жидкостного трения; M – момент от сил сухого трения, упругих сил проводов и других причин.

При малых отклонениях вектора кинетического момента гироскопа от меридиана в уравнении (3) можно положить $\sin \alpha = \alpha$. Тогда при $M=0$ уравнение (2) является уравнением колебаний физического маятника около положения равновесия, когда $\alpha=0$. При удельном демпфировании $D>0$ собственные колебания с течением времени гаснут, и вектор кинетического момента устанавливается вдоль меридиана, указывая своим концом на север [2].

Моменты от сил сухого трения, упругих сил проводов и других причин отклоняют линию равновесия от меридиана и вызывают ошибки в определении меридиана. Эти ошибки имеют недопустимо большие значения в приполярных районах, так как величина $\cos\varphi$ в этих районах близка к нулю. Таким образом, в приполярных районах использовать гирокомпасы для определения курса не представляется возможным.

Магнитный компас использует свойство магнитной стрелки устанавливаться вдоль силовых линий магнитного поля Земли. Вектор напряжённости магнитного поля Земли $\mathbf{H}^m$ отклонён от плоскости горизонта на угол, называемый углом наклона и обозначаемый через θ . В северном полушарии $\theta > 0$. Геометрическое место проекций точек магнитно-силовой линии на земную поверхность называется магнитным меридианом. В любой точке Земли он образует (так же, как и проекция вектора напряжённости на плоскость горизонта) с направлением географического меридиана угол, называемый углом склонения, или просто склонением и обозначается d . При $d > 0$ проекция вектора напряжённости отклоняется от направления на север к востоку.

В средних широтах углы склонения невелики, поэтому на этих широтах магнитная стрелка, имеющая вертикальную ось вращения, устанавливается приблизительно вдоль географического меридиана. Однако ввиду значительных ошибок магнитные и индукционные компасы не могут быть использованы при манёврах ВС, поэтому на них устанавливают гиropolукомпасы. Гиromагнитные компасы в некоторой мере устраняют недостатки, как магнитных компасов, так и гиropolукомпасов. На рис. 3 представлена принципиальная схема дистанционного гиromагнитного компаса [3]. В состав прибора входят магнитный датчик, гиropolукомпас, усилительно-суммирующее устройство, выключатель коррекции и указатель курса. Сигналы с датчика угла (ДУ) магнитного датчика и с датчика угла (ДУ2) гиropolукомпаса поступают на усилительно-суммирующее устройство. Усиленная разность этих сигналов через выключатель коррекции (ВК) поступает на моментный датчик (ДМ1), который создает момент азимутальной коррекции гиromагнитного компаса, вызывающий прецессию вектора кинетического момента $\mathbf{H}^g$ гироскопа к направлению меридиана, определяемого магнитным датчиком. Магнитный датчик гиromагнитного компаса размещается в крыле или хвостовой части ВС, то есть там, где его показания меньше искажаются за счёт влияния магнитных материалов и электрооборудования, имеющих на ВС. Магнитный датчик устанавливается в карданном подвесе, в котором при отсутствии ускорений ось вращения стрелки компаса занимает вертикальное положение.

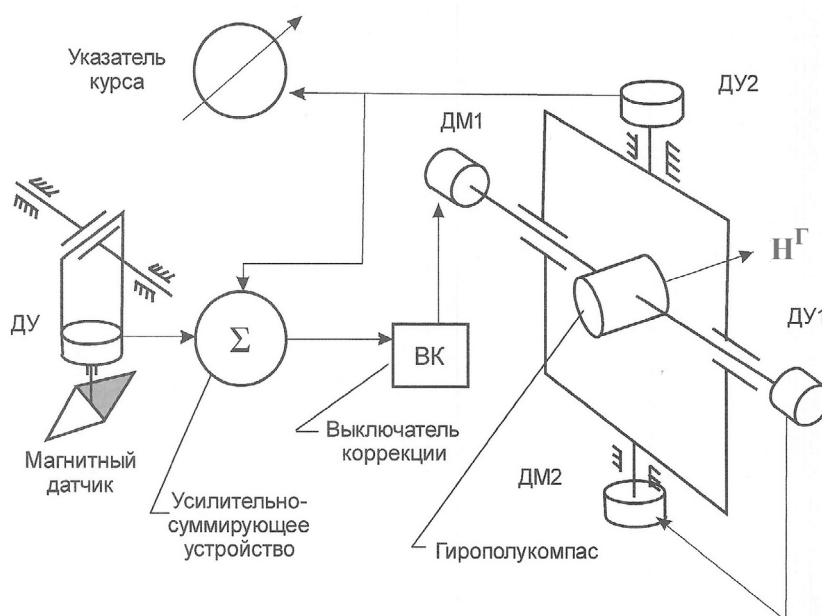


Рис. 3. Принципиальная схема дистанционного гиromагнитного компаса

Идеальный магнитный датчик показывает направление магнитного меридиана, который отличается от географического меридиана на угол склонения d . Магнитное склонение определяется по специальным картам.

Наличие на ВС элементов конструкции, узлов и агрегатов из магнитных сталей и сплавов вызывает угловое отклонение магнитной стрелки от направления магнитного меридиана, называемое магнитной девиацией датчика. Для её устранения применяют специальные устройства, включающие магнит и бруски мягкого железа для создания компенсирующих сил. Это позволяет уменьшить магнитную девиацию до величины порядка 1° .

При эволюциях ВС у магнитного датчика появляются ошибки, так как он является физическим маятником. Особенно большие ошибки появляются на вираже. Поэтому в гиромагнитном компасе азимутальную коррекцию на виражах отключают выключателем коррекции (ВК). При этом прибор работает в режиме гиropolукомаса.

Чтобы исключить ошибку прибора, связанную с наклоном наружной карданной рамки гироскопа, его обычно устанавливают на основание, стабилизированное в плоскости истинного горизонта. При этом для поддержания вектора кинетического момента в плоскости горизонта сигнал с датчика угла (ДУ1) подают на датчик момента (ДМ2). Обычно этот режим называется межрамочной коррекцией.

Гиромагнитный компас определяет положение магнитного меридиана с точностью от 1° до $0,7^\circ$ широты. На высоких широтах погрешности становятся недопустимо большими. Напряжённость магнитного поля, будучи векторной величиной, около магнитных полюсов имеет вертикальное направление, а стрелка магнитного датчика взаимодействует с горизонтальной составляющей напряжённости магнитного поля $\mathbf{H}_{\text{гор}}^M$, которая у магнитных полюсов минимальна (рис. 2).

Анализ литературы патентного характера показывает, что имеют место примеры создания новых устройств по определению курса.

Известна резервная система индикации курса и пространственного положения самолёта, содержащая гироскопы, акселерометры, магнитный датчик, которая используется для нахождения магнитного полюса [4]. Однако эта система не обеспечивает возможность определения курса ВС вблизи северного и южного полюсов. В этих районах горизонтальная составляющая магнитного поля мала и не позволяет с необходимой точностью определить курс ВС.

Известно устройство оценки скорости и курса самолёта независимо от магнитных измерений [5]. В нём курс самолёта определяется гироскопическими датчиками с использованием горизонтальной составляющей скорости Земли. Однако вблизи земных полюсов горизонтальная составляющая скорости вращения Земли становится незначительной и не позволяет с точностью порядка 1° определить курс ВС с помощью гироскопов.

Альтернативный метод определения курса ВС

С целью решения данной проблемы предлагается устройство для определения курса, разработанное авторами на других принципах. Задача определения курса ВС решается другими устройствами, имеющимися в составе пилотажно-навигационных комплексов. В соответствии с приказом Минтранса России № 35¹ каждое гражданское ВС имеет спутниковую навигационную систему (СНС). При этом многие ВС имеют доплеровский измеритель скорости и угла сноса (ДИСС) относительно поверхности Земли, что позволяет провести определение курса без использования как магнитных датчиков, так и измерителей угловой скорости вращения Земли штатными пилотажно-навигационными системами.

¹ Приказ Минтранса России от 13.02.2012 № 35: Об оснащении воздушных судов гражданской авиации аппаратурой спутниковой навигации ГЛОНАСС или ГЛОНАСС/GPS.

Например, при установке на вертолёт Ка-226Т радиовысотомера с функцией ДИСС его пилотажно-навигационный комплекс включает (рис. 4): пульт-вычислитель навигационный (ПВН), систему электронной индикации (СЭИ), гироскопическую курсовую систему, гировертикаль, систему воздушных сигналов (СВС), радиовысотомер с функцией ДИСС, антенну спутниковой навигационной системы.

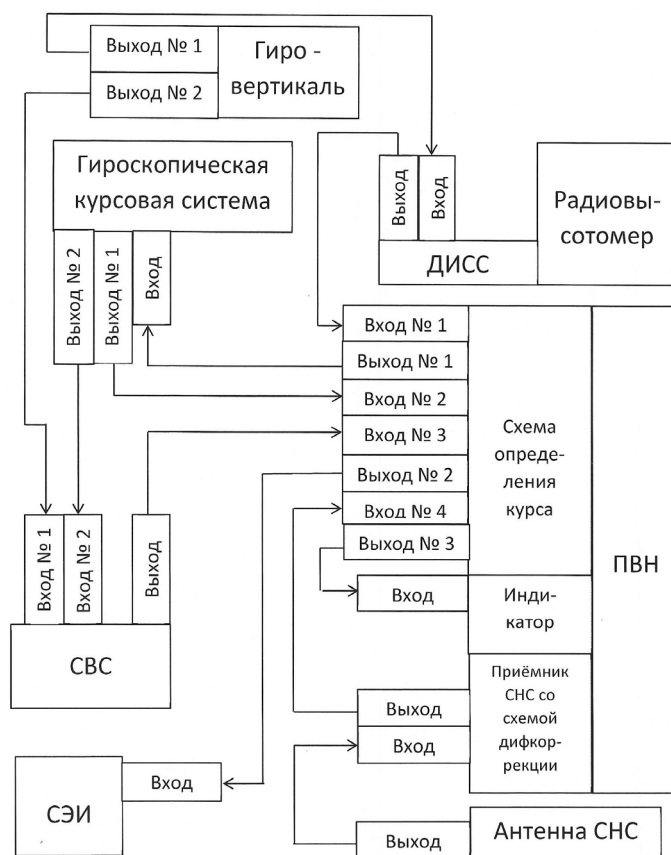


Рис. 4. Блок-схема предложенного устройства для определения курса

Для определения курса дополнительно к индикатору и приёмнику спутниковой навигационной системы со схемой дифференциальной коррекции в ПВН введена схема определения курса. При этом программное обеспечение комплекса реализует комплексную обработку информации по заданному алгоритму [6].

Определение курса в разработанном авторами устройстве осуществляется следующим образом. ПВН проводит непрерывное счисление текущих координат ВС в инерциальном или курсовоздушном режимах. Приёмник спутниковой навигационной системы, расположенный в ПВН, осуществляет коррекцию результатов счисления с ошибкой ≤ 100 м для решения задачи полёта в соответствии с требованиями зональной навигации.

С целью повышения точности определения координат ВС в приёмник СНС установлена схема дифференциальной коррекции. Спутниковые системы дифференциальной коррекции состоят из нескольких контрольно-корректирующих станций, с известными координатами, точно привязанными к принятой системе координат (ПЗ-90 или GPS-84) [7]. С помощью СНС на контрольно-корректирующих станциях измеряют координаты станций и вычисляют разницу между измеренными и известными координатами, которую передают на спутники. Спутники эту разницу в своих сигналах направляют потребителям.

Схема дифференциальной коррекции, расположенная в приёмнике СНС ПВН, получая от спутников информацию о разнице координат наземных станций, вводит поправки в вычисленные координаты ВС. Использование схемы дифференциальной коррекции позволяет увеличить точность определения координат ВС до нескольких метров.

В предлагаемом устройстве для определения курса используются значения путевого угла и угла сноса ВС. Наличие СНС на борту ВС позволяет с точностью не хуже 100 м определять координаты ВС.

Так как угол в истинном горизонте между направлением на север N и траекторией ВС по часовой стрелке является путевым углом, то накопление информации о координатах ВС φ_i, λ_i позволяет с точностью порядка нескольких угловых минут определять его путевой угол Ψ_n (рис. 5).

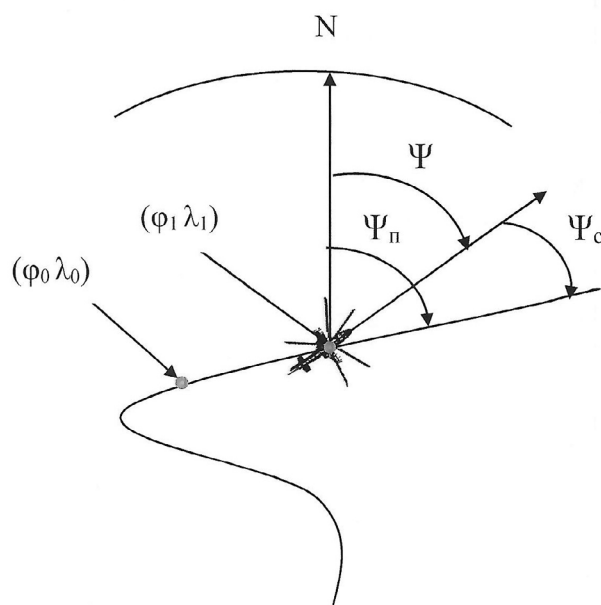


Рис. 5. Траектория движения ВС

При известном значении угла сноса Ψ_c курс ВС Ψ определится по формуле

$$\Psi = \Psi_n - \Psi_c. \quad (3)$$

Влияние ветра определяется с помощью ДИСС, из выражения

$$\Psi_c = \arctg \frac{W_z}{W_x}, \quad (4)$$

где W_x, W_z – продольная и поперечная скорости ВС относительно Земли.

Однако СНС и ДИСС ВС являются радиотехническими устройствами, которые подвержены помехам, имеют перерывы в своей работе и значительные ошибки на манёвренных участках полёта [8]. Поэтому курс, полученный с использованием СНС и ДИСС, будет иметь прерывистый характер. Для повышения точности в начале полёта определение курса проводится на прямолинейном участке. За это время показания курса усредняются, и усреднённый курс из схемы определения курса передаётся в гироскопическую курсовую систему (рис. 4). Таким образом, начальная выставка гироскопической курсовой системы осуществляется не на земле, а в воздухе, сразу после взлёта по сигналам СНС и ДИСС. При десятиминутной начальной выставке точность определения курса составляет $\approx 20'$, что в несколько раз точнее, чем в существующих гиромагнитных компасах.

В дальнейшем курс ВС определяется по сигналам курса гироскопической системы, имеющей непрерывный характер. Сигнал о курсе с гироскопической курсовой системы подаётся в схему определения курса, расположенную в ПВН, после чего он комплексировается с использованием фильтра Калмана с сигналами ДИСС, СВС и СНС. Комплексирование сигналов СВС и ДИСС позволяет уточнить продольную скорость ВС. Применяемый в устройстве для определения курса фильтр Калмана – это эффективный фильтр, предназначенный для рекурсивного дооценивания вектора состояния априорно известной динамической системы [9]. По результатам комплексирования уточнённое значение курса выдаётся в систему автоматического управления и на индикаторы пилоту. Для уменьшения влияния ошибок СНС и ДИСС на точность определения курса при манёврах ВС указанное комплексирование отключается.

Заключение

Предложенное устройство позволяет определять курс ВС как в приполярных широтах, так и в любой точке планеты, так как при определении курса не используются ни угловая скорость вращения, ни параметры магнитного поля Земли.

В состав устройства входит штатное бортовое оборудование, объединённое в единую систему с целью обработки информации и определения курса носителя по заданному алгоритму.

Точность определения курса составляет $\approx 20'$, что в несколько раз точнее, чем в существующих гиромагнитных компасах.

Пилоту уточнённый сигнал курса поступает на систему электронной индикации и на индикатор ПВН, что повышает вдвое надёжность получения информации о курсе. Интеграция элементов устройства, в частности совмещение радиовысотомера с ДИСС и ПВН с приёмником спутниковой навигационной системы, позволяет повысить точность, надёжность и уменьшить примерно на 5 % массогабаритные характеристики бортового пилотажно-навигационного оборудования.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Бромберг П. В. Теория инерциальных систем навигации. Москва: Наука, 1979. 296 с.
2. Бромберг П. В., Михалёв И. А., Никитин Е. А., Бауман В. А., Балашова А. А. Гироскопические системы, часть II. Гироскопические приборы и системы / Под редакцией Д. С. Пельпора. Москва: Высшая школа, 1971. 488 с.
3. Бурмистров В. П. Пилотажно-навигационное оборудование лёгкого многоцелевого вертолёта Ка-226Т. Москва: ООО «Сам Полиграфист», 2016. 431 с.
4. Резервная система для индикации курса и пространственного положения на самолёте: пат. RU 2236697C2 / Адебьерк П., Нордлунд П., Карлсон К. // Изобретения. Полезные модели. № 26, 2004.
5. Способ определения истинного курса с помощью датчика угловой скорости: пат. RU 2098766C1 / Редькин С. П. // Бюлл. изобрет. 1997.
6. Устройство для определения курса: пат. RU 2809659C1 / Бельский А. Б., Чобан В. М., Линник Е. А., Кузнецов И. В., Бурмистров В. П., Сахаров А. А. // Изобретения. Полезные модели. № 35, 2023.
7. Яценков В. С. Основы спутниковой навигации. Системы GPS NAVSTAR и ГЛОНАСС. Москва: Горячая линия-Телеком, 2005, 272 с.
8. Способ измерения курса летательного аппарата: пат. RU 2178145C1 / Никулин А. С., Джанджгава Г. И., Колосов А. И., Никулина А. А., Рогалёв А. П., Шелепень К. В., Аксиненко Г. Г. // Изобретения. Полезные модели. № 1, 2002.

9. Костров А. В., Ривкин С. С., Ивановский Р. И. Статистическая оптимизация навигационных систем. Ленинград: Судостроение, 1976. 283 с.

References

1. Bromberg P. V. *Theory of inertial navigation systems*. Moscow, Nauka Publ, 1979, 296 p. (In Russ.)
2. Bromberg P. V., Mikhalev I. A., Nikitin E. A., Bauman V. A., Balashova A. A. *Gyroscopic systems, Part II. Gyroscopes and systems*. Edited by D. S. Pelpore, Moscow, Vysshaya Shkola Publ., 1971, 488 p. (In Russ.)
3. Burmistrov V. P. *Flight and navigation equipment of the Ka-226T light multipurpose helicopter*, Moscow, Sam Polygraphist Publ., 2016, 431 p. (In Russ.)
4. Adebjork P., Nordlund P., Karlsson K. Patent RU 2236697C2, *Inventions. Utility models*, no. 26 (2004).
5. Redkin S.P., Patent RU 2098766C1, *Bull. Izobret.* (1997).
6. Belskiy A. B., Choban V. M., Linnik E. A., Kuznetsov I. V., Burmistrov V. P., Sakharov A. A. Patent RU 2809659C1, *Inventions. Utility models*, no. 35 (2023).
7. Yatsenkov V. S. *The basics of satellite navigation: GPS NAVSTAR and GLONASS*. Moscow, Goryachaya liniya Telekom Publ., 2005, 272 p. (In Russ.)
8. Nikulin A. S., Djandjgava G. I., Kolosov A. I., Nikulina A. A., Rogalyov A. P., Shelepen K. V., Aksinenko G. G. Patent RU 2178145C1, *Inventions. Utility models*, no. 1 (2002).
9. Kostrov A. V., Rivkin S. S., Ivanovskiy R. I. *Statistical optimization of navigation systems*. Leningrad, Sudostroenie Publ., 1976, 283 p. (In Russ.)

Информация об авторах

Бельский Александр Борисович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); заместитель исполнительного директора по науке и инновационному развитию, заместитель генерального конструктора, Национальный центр вертолётостроения имени М. Л. Миля и Н. И. Камова, г. Люберцы, Московская область, Россия, abelskiy@mi-helicopter.ru

Бурмистров Владимир Петрович, доктор технических наук, доцент, главный специалист, Национальный центр вертолётостроения имени М. Л. Миля и Н. И. Камова, г. Люберцы, Московская область, Россия, v.burmistrov@nhc.aero

Чобан Василий Мильевич, кандидат технических наук, директор – главный конструктор научно-исследовательского центра, Национальный центр вертолётостроения имени М. Л. Миля и Н. И. Камова, г. Люберцы, Московская область, Российская Федерация, v.choban@nhc.aero

Authors information

Belskiy Aleksandr B., Doctor of Sciences (Engineering), Professor, Head of the Department “Helicopter Design”, Moscow Aviation Institute (National Research University); Deputy Executive Director for Science and Innovative Development, Deputy General Designer, Mikhail Mil and Nikolay Kamov National Helicopter Center, Lyubertsy, Moscow Region, Russia, abelskiy@mi-helicopter.ru

Burmistrov Vladimir P., Doctor of Sciences (Engineering), Associate Professor, Chief Specialist, Mikhail Mil and Nikolay Kamov National Helicopter Center, Lyubertsy, Moscow Region, Russia, v.burmistrov@nhc.aero

Choban Vasiliy M., Candidate of Sciences (Engineering), Associate Professor, Head and Chief Designer of Scientific Research, Mikhail Mil and Nikolay Kamov National Helicopter Center, Lyubertsy, Moscow Region, Russia, v.choban@nhc.aero

Статья поступила в редакцию 08.02.2024; одобрена после рецензирования 24.09.2024; принята к публикации 01.10.2024.

The article was submitted 08.02.2024; approved after reviewing 24.09.2024; accepted for publication 01.10.2024.

Научная статья

УДК 656.7.052:621.396.965.8

МНОГОМОДЕЛЬНЫЕ АЛГОРИТМЫ ТРАЕКТОРНОЙ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ

М. И. СЫЧЁВ^{1,2}, А. А. ПРИМАКОВ¹, В. В. СИНЕЛЬНИКОВ¹¹ Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия² Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, Россия

Аннотация. Рассматривается задача траекторной обработки информации от радиотехнических средств наблюдения с помощью многомодельной фильтрации. Для описания горизонтального движения воздушного судна (ВС) используется 3 модели: прямолинейное равномерное движение, поворот и прямолинейное с изменением скорости. Эти модели используются в алгоритме с малыми возмущениями. Это позволяет обеспечить высокую точность оценивания координат и параметров движения ВС в установившемся режиме в условиях соответствия реального движения выбранным моделям. Для обеспечения высокой точности алгоритма при смене типа движения предложено использовать дополнительно модель равноускоренного движения с большим (дополнительное случайное ускорение $>1 \text{ м/с}^2$) возмущением. Это позволяет избежать больших ($>1000 \text{ м}$) динамических ошибок оценивания координат ВС при смене типа движения, что характерно для моделей с малыми возмущениями. В результате предложен 4-модельный алгоритм. Рассмотрены типы многомодельных алгоритмов траекторной обработки с взаимодействующими между собой фильтрами, настроенными на разные модели движения. Даны рекомендации по выбору типа многомодельного алгоритма. Предложена структура вектора состояния для описания движения ВС и соответствующие используемым моделям движения переходные матрицы. Полученные результаты могут быть использованы в комплексных системах автоматизации управления воздушным движением (КСА УВД).

Ключевые слова: воздушное судно, траекторная обработка, многомодельная фильтрация, радиотехнические средства наблюдения, модели движения, управление воздушным движением, интеллектуальные транспортные системы

Для цитирования: Сычёв М. И., Примаков А. А., Синельников В. В. Многомодельные алгоритмы траекторной обработки информации в системе управления воздушным движением // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 47. С. 149–160.

MULTIMODEL TRACKING ALGORITHMS FOR INFORMATION PROCESSING IN THE AIR TRAFFIC CONTROL SYSTEM

M. I. SYCHEV^{1,2}, A. A. PRIMAKOV¹, V. V. SINELNIKOV¹¹ The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia² Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

Abstract. The problem of tracking processing of information from radio surveillance systems using multi-model filtering is considered. To describe the horizontal movement of an aircraft, 3 models are used:

uniform motion, turning and speed change. These models are used with the small power disturbance. This makes it possible to ensure high accuracy estimating the coordinates and parameters of the aircraft's movement in conditions where the real movement corresponds to the selected models in a steady state. To ensure high accuracy of the algorithm when changing the type of motion using a model of accelerated motion with large power disturbance are proposed. This allows one to avoid large dynamic estimation errors when the type of motion are changing. It is typical for models with small power disturbances. As a result, a 4-model algorithm was proposed. The types of multi-model tracking algorithms with interacting filters configured for different motion models are considered. Recommendations for choosing the type of multi-model algorithm are given. A state vector structure to describe the aircraft's motion and transition matrices corresponding to the motion models used are proposed.

Keywords: aircraft, tracking processing, multi-model filtering, radio surveillance system, motion model, air traffic control, intelligent transport systems

For citation: Sychev M. I., Primakov A. A., Sinelnikov V. V. Multimodel tracking algorithms for information processing in the air traffic control system. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2024, no. 47, pp. 149–160. (In Russ.)

Введение

Траекторная обработка информации от радиотехнических источников наблюдения является важной частью системы наблюдения за воздушной обстановкой в системе управления воздушным движением (УВД) в интеллектуальных транспортных системах. С её помощью получают оценки не только текущих координат ВС, но и параметров их движения. Это позволяет прогнозировать не только изменение взаимного расположения ВС с течением времени, но и своевременно обнаруживать потенциально конфликтные ситуации, связанные с нарушением установленных правил горизонтального и вертикального эшелонирования ВС.

В этой связи требования к качеству оценивания текущих координат ВС и параметров их движения существенно возросли в последнее время^{1,2}. Это привело к необходимости применения алгоритмов траекторной обработки, использующих несколько моделей для описания движения ВС [1–8].

Стандарт Евроконтроля SUR.ET1.ST01.1000-STD-01-01 определил три типа горизонтального движения ВС: прямолинейное равномерное, поворот и прямолинейное с изменением скорости. Анализ рекомендованных требований к характеристикам траекторной обработки показал, что наиболее сложно их обеспечить для прямолинейного равномерного движения в сочетании с требованиями к точности оценивания при смене одного типа движения другим. Требования касаются не только оценок текущих координат ВС, но и вектора скорости. Прямолинейный равномерный тип движения можно считать основным. Большую часть полёта движение ВС хорошо описывается именно этой моделью. Это наиболее экономичный тип движения с точки зрения расхода топлива. Два других типа движения принято относить к манёврам. Для выполнения рекомендаций стандарта Евроконтроля к характеристикам траекторной обработки не только для отдельных типов движения, но и при их смене, хорошо себя зарекомендовал подход, основанный на использовании для каждого из типов движения двух одинаковых моделей, но с разной мощностью возмущений. Модель с малой мощностью возмущений хорошо работает в установившемся режиме, а с большой – при смене типа движения. Такой подход показал хорошие результаты для

¹ Eurocontrol Standard Document for Radar Surveillance in En-Route Airspace and Major Terminal Areas. SUR.ET1.ST01.1000-STD-01-01, Edition 1.0, March 1997.

² Eurocontrol Specification for ATM Surveillance System Performance (Volume 1, 2). EUROCONTROL-SPEC-0147, Edition 1.3, 26.06.2023.

случая двух типов моделей движения ВС [1–6]. Одна – основная, обычно это прямолинейное равномерное движение с малыми возмущениями, вторая – модель манёвра (например, поворот), которая используется дважды с малыми и большими возмущениями. В результате получается 3-модельный алгоритм. При этом обеспечивается высокая точность оценивания координат и параметров движения ВС как в установившихся режимах, что достигается за счёт использования моделей с малыми возмущениями, так и при смене типа движения при начале и окончании манёвра за счёт модели с большим возмущением.

В случае, когда рассматриваются не два, а три основных типа движения, возникает вопрос: можно ли для 2 разных типов манёвров использовать одну общую модель с большими возмущениями, которая обеспечит рекомендованные характеристики траекторной обработки при смене типа движения? И какому типу движения она должна соответствовать? В [9] показано, что для рассматриваемого случая трёх основных типов горизонтального движения в качестве модели при смене одного типа на другой можно использовать одну-единственную модель: поворот с большими возмущениями. При этом скорость поворота и продольное ускорение в горизонтальной плоскости вводятся в вектор состояния, описывающий движение ВС. В работе [10] предложен и исследован вариант построения 4-модельного алгоритма траекторной обработки, в котором при смене типа движения используется равноускоренная модель с большими возмущениями. Вектор состояния, описывающий движение ВС, состоит из текущих координат, проекций векторов скорости и ускорения в местной прямоугольной системе координат. Такая структура вектора состояния для описания движения ВС является более универсальной, чем в [9], и потенциально может быть использована для более широкого круга задач. Поэтому этот вариант исследован более подробно.

Типы многомодельных алгоритмов

Алгоритмы траекторной обработки, применяемые на практике, получены на основе общего уравнения фильтрации Марковских процессов при аппроксимации плотности распределения вероятностей векторов состояния и наблюдения нормальным законом распределения. В этих условиях каждая из гипотез, соответствующих одному из возможных типов движения, в любой момент времени характеризуется математическим ожиданием вектора состояния, его ковариационной матрицей и вероятностью. В [9–11] эта совокупность параметров, соответствующая n -ой гипотезе в k -й момент времени, обозначена как $\lambda_n(k)$.

$$\lambda_n(k) = \{\hat{\mathbf{X}}(k|k, \theta(k)=n), \mathbf{R}(k|k, \theta(k)=n), P(\theta(k)=n|k)\}, \quad n=1, N, \quad (1)$$

где $\theta(k)$ – индекс модели движения ВС в k -й момент времени, N – общее число моделей движения ВС, $\hat{\mathbf{X}}(k|k, \theta(k)=n)$, $\mathbf{R}(k|k, \theta(k)=n)$ – математическое ожидание и ковариационная матрица вектора состояния координат и параметров движения ВС в k -й момент времени по информации от наблюдаемой выборки $\mathbf{Y}(1, k)$ с 1-го по k -й отсчёт включительно при условии справедливости гипотезы с индексом n относительно модели движения ВС в текущий k -й момент времени. $P(\theta(k)=n|k)$ – оценка вероятности гипотезы с индексом n в k -й момент времени.

В [11] представлено описание трёх типов многомодельных алгоритмов траекторной обработки с взаимодействующими между собой фильтрами, настроенными на разные модели движения ВС. Предложено разбить их на три типа элементарных операций (блоков): объединение гипотез, их экстраполяция на следующий момент времени и обновление гипотезы при получении нового наблюдения. В зависимости от того, в какой момент производится объединение отдельных гипотез и как используется его результат, возможно построение многомодельных алгоритмов трёх типов. В [9–11] они названы ММА1, ММА2 и ММА3 (в [1–8] они обозначены как GPB1, IMM, GPB2 соответственно).

Исследования показали [9-11], что наибольший интерес представляют алгоритмы ММА2 и ММА3. В этих алгоритмах при переходе к следующему моменту времени используется совокупность параметров (1), соответствующая каждой из N гипотез о модели движения ВС. В алгоритме ММА2 экстраполяция вектора состояния на следующий момент времени происходит для каждой из гипотез в отдельности, после чего происходит их частичное объединение. В результате в ММА2 присутствует N^2 блоков экстраполяции и N блоков обновления. Полное объединение гипотез после обновления производится исключительно для выдачи информации на выход алгоритма, но на следующем шаге внутри алгоритма не используется. Алгоритм ММА3 представляет собой N^2 параллельно работающих фильтров Калмана с частичным объединением информации для отдельных гипотез после их обновления. Полное объединение гипотез, как и в ММА2, производится только для выдачи информации на выход алгоритма. Исследования [1-8] показали, что алгоритм ММА3 обеспечивает наиболее высокую точность оценивания вектора состояния ВС, но при этом является наиболее трудоёмким. Алгоритм ММА2 обычно проигрывает ММА3 по точности $\leq 5\%$, но при этом значительно менее трудоёмкий. Следует учесть, что в ММА2 взаимодействие фильтров, соответствующих разным моделям движения, происходит при объединении гипотез после их экстраполяции. При этом объединяемые гипотезы экстраполируются при помощи одной и той же модели движения. Поэтому можно выполнить вычисление их вероятностей с учётом матрицы вероятностей перехода, провести с учётом этого вычисление объединённых вектора состояния и его ковариационной матрицы, а только потом осуществить их экстраполяцию. В результате ММА2 полностью соответствует описанию алгоритма ИММ.

Общая постановка задачи

Задача оценивания координат и параметров движения ВС по данным радиотехнических систем наблюдений в общем случае нелинейная. Точность оценивания координат ВС достаточно высокая: для первичных радиолокационных наблюдений среднее квадратическое отклонение (СКО) по дальности (30–150) м, СКО по азимуту (2–15)'. Поэтому в подавляющем большинстве случаев оправдана аппроксимация плотностей распределения вероятностей векторов состояния и наблюдения нормальным распределением, что фактически эквивалентно линеаризации задачи.

В этих условиях уравнение изменения вектора состояния параметров $\mathbf{X}(k)$ можно представить в виде

$$\mathbf{X}(k+1) = \mathbf{F}(\theta(k+1)=n)\mathbf{X}(k) + \mathbf{N}_X(k+1, \theta(k+1)=n), \quad n = \overline{1, N}. \quad (2)$$

Матрица перехода $\mathbf{F}(\theta(k+1)=n)$ и параметры вектора возмущающих шумов $\mathbf{N}_X(k+1, \theta(k+1)=n)$ зависят от индекса текущей модели движения. Отсчёты вектора возмущающих шумов имеют нормальное распределение с параметрами $M[\mathbf{N}_X(k, \theta(k)=n)] = \mathbf{0}$, $M[\mathbf{N}_X(k_1, \theta(k)=n)\mathbf{N}_X^T(k_2, \theta(k)=n)] = \mathbf{R}_X(\theta(k)=n)\delta_{k_1, k_2}$. $M[\dots]$ – операция вычисления математического ожидания, δ_{k_1, k_2} – символ Кронекера.

Линеаризованное уравнение наблюдения можно представить в виде

$$\mathbf{Y}(k) = \mathbf{H}\mathbf{X}(k) + \mathbf{N}_Y(k). \quad (3)$$

$\mathbf{Y}(k)$ – вектор наблюдаемой выборки в k -й момент времени, $\mathbf{H}$ – матрица наблюдения; $\mathbf{N}_Y(k)$ – вектор шумов наблюдения. Отсчёты вектора $\mathbf{N}_Y(k)$ имеют нормальное распределение с характеристиками: $M[\mathbf{N}_Y(k)] = \mathbf{0}$, $M[\mathbf{N}_Y(k_1)\mathbf{N}_Y^T(k_1)] = \mathbf{R}_Y\delta_{k_1, k_2}$. $\mathbf{R}_Y$ – ковариационная матрица ошибок наблюдения.

Объединение гипотез

Объединение гипотез $\lambda_n(k)$, $n=1, \overline{N}$ можно выполнить разными способами [1–4]. Один из них основан на аппроксимации результирующей плотности распределения вероятностей непрерывных параметров вектора состояния $\mathbf{X}(k)$ нормальным распределением. Результирующий вектор состояния, его ковариационная матрица и вероятность гипотезы могут быть получены следующим образом.

$$\left. \begin{aligned} \hat{\mathbf{X}}(k|k) &= \sum_{n=1}^N \frac{P(\theta(k)=n|k)}{P(k|k)} \hat{\mathbf{X}}(k|k, \theta(k)=n); \\ \mathbf{R}(k|k) &= \sum_{n=1}^N \frac{P(\theta(k)=n|k)}{P(k|k)} \{ \mathbf{R}(k|k, \theta(k)=n) + \\ &+ [\hat{\mathbf{X}}(k|k) - \hat{\mathbf{X}}(k|k, \theta(k)=n)]^T [\hat{\mathbf{X}}(k|k) - \hat{\mathbf{X}}(k|k, \theta(k)=n)] \}; \\ P(k|k) &= \sum_{n=1}^N P(\theta(k)=n|k). \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

В (4) учтено, что если объединяемые гипотезы не образуют полной группы и сумма их вероятностей не равна 1 (частичное объединение гипотез), например как в ММА2 при объединении экстраполированных гипотез, то необходимо провести нормировку вероятностей. При этом вероятность объединённой гипотезы равна сумме объединяемых.

Другой способ объединения гипотез может быть основан на алгоритме выбора гипотезы с наибольшей вероятностью [9–11].

$$\left. \begin{aligned} \hat{\mathbf{X}}(k|k) &= \hat{\mathbf{X}}(k|k, \theta(k)=n); \\ \mathbf{R}(k|k) &= \mathbf{R}(k|k, \theta(k)=n); \\ P(k|k) &= \sum_{n=1}^N P(\theta(k)=n|k); \\ n &= \underset{n}{\operatorname{argmax}} P(\theta(k)=n|k). \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

В алгоритме (4) гипотезы с малыми вероятностями влияют на результирующую оценку вектора состояния и увеличивают собственные значения ковариационной матрицы, что делает алгоритм траекторной обработки более чувствительным к текущим наблюдениям. Если рассматриваемая гипотеза о модели движения не соответствует текущему движению ВС, то это положительно сказывается на точности его работы и улучшении его динамических свойств. Если же рассматриваемая гипотеза соответствует текущему типу движения ВС, то использование алгоритма объединения гипотез (4) снижает эффективность алгоритма траекторной обработки по сглаживанию первичных отметок ВС и ограничивает возможности улучшения точности оценивания координат и параметров движения ВС в установившемся режиме. В этом случае алгоритм объединения гипотез (5) выглядит более предпочтительным. Необходимо учесть, что алгоритм (5) требует меньше вычислений.

В алгоритмах ММА2 и ММА3 после экстраполяции образуется N^2 гипотез, которые далее объединяются в N гипотез, соответствующих используемым моделям движения объекта. В алгоритме ММА2 это происходит сразу, а в ММА3 – после обновления новым наблюдением. При каждом из N объединений есть одна из гипотез, которая соответствует случаю, что тип движения объекта не меняется. Будем называть эту гипотезу главной при рассматриваемом объединении. Проведённые исследования показали [9–11], что наилучшие результаты, с точки зрения точности оценивания вектора состояния, достигаются при комбинированном использовании алгоритмов

объединения гипотез (4) и (5). Если при объединении гипотез после экстраполяции вероятность главной гипотезы, связанной с сохранением текущего типа движения, превышает вероятности остальных гипотез, участвующих в рассматриваемом объединении, то используется алгоритм (5). Если нет, то (4). Для выдачи результата работы алгоритма траекторной обработки на выход используется алгоритм объединения гипотез (5). Такой алгоритм объединения гипотез будем называть комбинированным.

В настоящей статье рассматривается вариант модифицированного комбинированного алгоритма объединения гипотез. Он отличается от комбинированного алгоритма тем, что при использовании алгоритма (4) в объединении участвуют только две гипотезы: главная и наилучшая. Наилучшей считается гипотеза с наибольшей вероятностью среди участвующих в текущем объединении. Как минимум, такой алгоритм позволяет сократить вычислительные затраты.

Экстраполяция гипотез

Экстраполяция гипотез производится следующим образом.

$$\left. \begin{aligned} \hat{\mathbf{X}}(k+1|k, \theta(k+1)=n_2, \theta(k)=n_1) &= \mathbf{F}(\theta(k+1)=n_2) \hat{\mathbf{X}}(k|k, \theta(k)=n_1); \\ \mathbf{R}(k+1|k, \theta(k+1)=n_2, \theta(k)=n_1) &= \mathbf{F}(\theta(k+1)=n_2) \mathbf{R}(k|k, \theta(k)=n_1) \times \\ &\times \mathbf{F}^T(\theta(k+1)=n_2) + \mathbf{R}_X(\theta(k+1)=n_2); \\ P(\theta(k+1)=n_2|k, \theta(k)=n_1) &= P(\theta(k+1)=n_2|\theta(k)=n_1) P(\theta(k)=n_1|k); \\ n_1 &= \overline{1, N}, \quad n_2 = \overline{1, N}. \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

$P(\theta(k+1)=n_2|k, \theta(k)=n_1)$ – вероятность смены типа движения в k -й момент времени. Совокупность этих вероятностей образует матрицу переходных вероятностей $\mathbf{P}(\theta(k+1)=\overline{1, N}|\theta(k)=\overline{1, N})$. С учётом этого последнее уравнение в (6) можно записать в виде:

$$\mathbf{P}(\theta(k+1)=\overline{1, N}|k, \theta(k)=\overline{1, N}) = \mathbf{P}(\theta(k+1)=\overline{1, N}|\theta(k)=\overline{1, N}) \mathbf{P}(\theta(k)=\overline{1, N}|k). \quad (7)$$

Интервал времени между сообщениями, ассоциированными с треком ВС, $\Delta t = t(k+1) - t(k)$, может меняться в пределах (0–60) с. В этой связи важно учесть зависимость параметров уравнения изменения вектора состояния $\mathbf{X}$ от Δt . Для матриц $\mathbf{F}(\theta(k+1)=n)$ и $\mathbf{R}_X(\theta(k+1)=n)$ такая зависимость хорошо известна для рассматриваемых моделей движения [1–4]. В то же время, для матрицы переходных вероятностей, $\mathbf{P}(\theta(k+1)=\overline{1, N}|\theta(k)=\overline{1, N}) = \mathbf{P}(\Delta t)$, применительно к задаче траекторной обработки эта зависимость ранее не рассматривалась. Более того, во многих публикациях утверждается, что влияние этой матрицы на характеристики алгоритмов незначительно [1, 2]. Рассматривая процесс смены типа движения ВС как Марковскую цепь, приходим к выводу, что вероятность смены растёт при увеличении интервала времени Δt . При этом $\lim_{\Delta t \rightarrow 0} \mathbf{P}(\Delta t) = \mathbf{I}$, где $\mathbf{I}$ – единичная матрица. Несложно показать, что

$$\mathbf{P}(n\Delta t) = \mathbf{P}^n(\Delta t). \quad (8)$$

Поэтому для матрицы вероятностей перехода $\mathbf{P}(\Delta t)$ лучше задаться минимальным значением интервала времени Δt , например $\Delta t = 100$ мс, а для остальных воспользоваться формулой (8). При этом не исключено, что матрица $\mathbf{P}(\Delta t)$ может задаваться различной для разных областей воздушного пространства. Например, в зоне аэродрома или на трассе.

Обновление гипотез

Обновление гипотезы очередным наблюдением осуществляется по формулам

$$\left. \begin{aligned} \hat{\mathbf{X}}(k+1|k+1, \theta(k+1)=n) &= \hat{\mathbf{X}}(k+1|k, \theta(k+1)=n) + \\ &+ \mathbf{W}(k+1|\theta(k+1)=n) \{ \mathbf{Y}(k+1) - \mathbf{H} \hat{\mathbf{X}}(k+1|k, \theta(k+1)=n) \}; \\ \mathbf{W}(k+1|\theta(k+1)=n) &= \mathbf{R}(k+1|k, \theta(k+1)=n) \mathbf{H}^T \mathbf{R}_L^{-1}(k+1|k, \theta(k+1)=n); \\ \mathbf{R}_L(k+1|k, \theta(k+1)=n) &= \mathbf{R}_Y + \mathbf{H} \mathbf{R}(k+1|k, \theta(k+1)=n) \mathbf{H}^T; \\ \mathbf{R}(k+1|k+1, \theta(k+1)=n) &= (\mathbf{I} - \mathbf{W}(k+1|\theta(k+1)=n) \mathbf{H}) \mathbf{R}(k+1|k, \theta(k+1)=n); \\ P(\theta(k+1)=n|k+1) &= \frac{1}{c} P(\theta(k+1)=n|k) w(\mathbf{Y}(k+1|\theta(k+1)=n)); \\ w(\mathbf{Y}(k+1|\theta(k+1)=n)) &= \left[\det(2\pi \mathbf{R}_L(k+1|k, \theta(k+1)=n)) \right]^{-1/2} \times \\ &\times \exp \left\{ -\frac{1}{2} \left[\mathbf{Y}(k+1) - \mathbf{H} \hat{\mathbf{X}}(k+1|k, \theta(k+1)=n) \right]^T \times \right. \\ &\times \left. \mathbf{R}_L^{-1}(k+1|k, \theta(k+1)=n) \left[\mathbf{Y}(k+1) - \mathbf{H} \hat{\mathbf{X}}(k+1|k, \theta(k+1)=n) \right] \right\} \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

где $1/c$ – нормирующий множитель, обеспечивающий равенство единице суммы вероятностей всех гипотез.

Модели движения и их параметры

Описание моделей движения ВС зависит от выбранной системы координат и структуры вектора состояния. Для относительно небольших участков воздушного пространства в гражданской авиации принято использовать локальную прямоугольную систему координат. В ней ось X направлена на восток, ось Y – на север, ось Z – вертикально вверх, углы азимута и курса ВС в горизонтальной плоскости отсчитываются относительно направления на север (ось Y) по часовой стрелке. Для рассматриваемых основных типов горизонтального движения в выбранной системе координат вектор состояния обычно включает в себя координаты, проекции вектора скорости в горизонтальной плоскости, скорость поворота ВС и продольное ускорение [3–9]. Включение в вектор состояния скорости поворота ВС и продольного ускорения создаёт проблемы при задании параметров моделей движения. Из физических соображений понятно, что возмущение модели поворота по скорости поворота связано с параметрами возмущений поперёк движения ВС. Но фактически может задаваться независимо и является дополнительным параметром настройки алгоритма.

Другой вариант построения алгоритмов может быть получен при использовании в описании рассматриваемых моделей движения вектора состояния, который обычно используется для описания равноускоренного движения:

$$\mathbf{X}(t) = [x(t) \ \dot{x}(t) \ \ddot{x}(t) \ y(t) \ \dot{y}(t) \ \ddot{y}(t)]^T. \quad (10)$$

В (10) $x(t)$, $\dot{x}(t)$, $\ddot{x}(t)$, $y(t)$, $\dot{y}(t)$, $\ddot{y}(t)$ – координаты ВС, проекции векторов скорости и ускорения на оси X и Y соответственно.

В рассматриваемых условиях матрица перехода в уравнении изменения вектора состояния для прямолинейного равномерного движения принимает вид:

$$\mathbf{F}(\Delta t) = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & \Delta t & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}. \quad (11)$$

В модели поворота ускорение ортогонально в плоскости поворота вектору скорости. Поэтому от вектора ускорения оставим только составляющую, ортогональную вектору скорости. Такая матрица перехода будет иметь вид:

$$\mathbf{F}(\Delta t, \beta) = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t & \frac{\Delta t^2}{2} \cos^2 \beta & 0 & 0 & -\frac{\Delta t^2}{2} \sin \beta \cos \beta \\ 0 & 1 & \Delta t \cos^2 \beta & 0 & 0 & -\Delta t \sin \beta \cos \beta \\ 0 & 0 & \cos^2 \beta & 0 & 0 & -\sin \beta \cos \beta \\ 0 & 0 & -\frac{\Delta t^2}{2} \sin \beta \cos \beta & 1 & \Delta t & \frac{\Delta t^2}{2} \sin^2 \beta \\ 0 & 0 & -\Delta t \sin \beta \cos \beta & 0 & 1 & \Delta t \sin^2 \beta \\ 0 & 0 & -\sin \beta \cos \beta & 0 & 0 & \sin^2 \beta \end{bmatrix}. \quad (12)$$

В (12) β – курс (курсовой угол) ВС. Для получения текущей оценки курса и его косинуса и синуса можно воспользоваться формулами:

$$\beta = \arctg\left(\frac{\dot{y}}{\dot{x}}\right), \quad \cos \beta = \frac{\dot{y}}{\sqrt{\dot{x}^2 + \dot{y}^2}}, \quad \sin \beta = \frac{\dot{x}}{\sqrt{\dot{x}^2 + \dot{y}^2}}.$$

Более точно модель поворота можно описать при помощи матрицы перехода:

$$\mathbf{F}(\Delta t, \omega) = \begin{bmatrix} 1 & \frac{\sin(\omega \Delta t)}{\omega} & 0 & 0 & \frac{1 - \cos(\omega \Delta t)}{\omega} & 0 \\ 0 & \cos(\omega \Delta t) & 0 & 0 & \sin(\omega \Delta t) & 0 \\ 0 & 0 & \cos(\omega \Delta t) & 0 & 0 & \sin(\omega \Delta t) \\ 0 & \frac{\cos(\omega \Delta t) - 1}{\omega} & 0 & 1 & \frac{\sin(\omega \Delta t)}{\omega} & 0 \\ 0 & -\sin(\omega \Delta t) & 0 & 0 & \cos(\omega \Delta t) & 0 \\ 0 & 0 & -\sin(\omega \Delta t) & 0 & 0 & \cos(\omega \Delta t) \end{bmatrix}. \quad (13)$$

В (13) ω – угловая скорость поворота ВС. Оценка ω может быть получена следующим образом:

$$\omega(k) = \frac{\ddot{x}(k) \cos \beta - \ddot{y}(k) \sin \beta}{\sqrt{\dot{x}^2(k) + \dot{y}^2(k)}}.$$

Матрица перехода (13) более точно описывает поворот в горизонтальной плоскости. В отличие от (12) она учитывает поворот не только для вектора скорости, но и для вектора ускорения.

Матрица перехода для модели прямолинейного движения с изменением скорости может быть представлена в виде:

$$\mathbf{F}(\Delta t, \beta) = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t & \frac{\Delta t^2}{2} \sin^2 \beta & 0 & 0 & -\frac{\Delta t^2}{2} \sin \beta \cos \beta \\ 0 & 1 & \Delta t \sin^2 \beta & 0 & 0 & -\Delta t \sin \beta \cos \beta \\ 0 & 0 & \sin^2 \beta & 0 & 0 & -\sin \beta \cos \beta \\ 0 & 0 & -\frac{\Delta t^2}{2} \sin \beta \cos \beta & 1 & \Delta t & \frac{\Delta t^2}{2} \cos^2 \beta \\ 0 & 0 & -\Delta t \sin \beta \cos \beta & 0 & 1 & \Delta t \cos^2 \beta \\ 0 & 0 & -\sin \beta \cos \beta & 0 & 0 & \cos^2 \beta \end{bmatrix}. \quad (14)$$

В (14) от вектора ускорения остаётся только составляющая параллельная вектору скорости.

Для самой общей модели маневрирования может использоваться матрица перехода для обычного равноускоренного движения:

$$\mathbf{F}(\Delta t) = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t & \frac{\Delta t^2}{2} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & \Delta t & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & \Delta t & \frac{\Delta t^2}{2} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & \Delta t \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (15)$$

В результате можно получить 4-модельный алгоритм траекторной обработки в горизонтальной плоскости с вектором состояния (10), который обычно используется для описания равноускоренного движения. В нём присутствует модель прямолинейного равномерного движения, которая рассматривается как основная (наиболее вероятная). Присутствуют отдельные модели двух типов манёвра: поворот и прямолинейное движение с изменением скорости. К ним добавлена общая модель манёвра, которую предполагается использовать при больших возмущениях.

В качестве модели возмущений используем модель независимых случайных ускорений с заданной интенсивностью. Учтём, что динамика ВС в горизонтальной плоскости существенно отличается вдоль и поперёк движения. В этом случае ковариационная матрица возмущений может быть представлена в виде:

$$\mathbf{R}_X(\Delta t, \beta) = \mathbf{G}_{XY}(\Delta t) \mathbf{R}(\beta) \mathbf{R}_{LT} \mathbf{R}^T(\beta) \mathbf{G}_{XY}^T(\Delta t), \quad (16)$$

$$\mathbf{G}_{XY}(\Delta t) = \begin{bmatrix} \frac{\Delta t^2}{2} & 0 \\ \Delta t & 0 \\ 1 & 0 \\ 0 & \frac{\Delta t^2}{2} \\ 0 & \Delta t \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{R}(\beta) = \begin{bmatrix} \sin \beta & -\cos \beta \\ \cos \beta & \sin \beta \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{N}_{LT}(k) = \begin{bmatrix} n_L(k) \\ n_T(k) \end{bmatrix}, \quad M[\mathbf{N}_{LT}(k)] = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{R}_{LT} = \begin{bmatrix} \sigma_L^2 & 0 \\ 0 & \sigma_T^2 \end{bmatrix},$$

где: $\mathbf{N}_{LT}(k)$ – вектор возмущений вдоль n_L и поперёк n_T движения ВС, σ_L , σ_T – СКО возмущений вдоль и поперёк движения ВС соответственно, $\mathbf{R}(\beta)$ – матрица поворота на угол курса ВС.

Матрица наблюдения для вектора состояния (10) принимает вид:

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}. \quad (17)$$

Ковариационная матрица шумов наблюдения для радиолокационных источников при заданных СКО по дальности и азимуту представлена в [7–9]:

$$\mathbf{R}_Y(r, \alpha) = \begin{bmatrix} \sin \alpha & \cos \alpha \\ \cos \alpha & -\sin \alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_r^2 & 0 \\ 0 & r^2 \sigma_\alpha^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sin \alpha & \cos \alpha \\ \cos \alpha & -\sin(\alpha) \end{bmatrix}, \quad (18)$$

r, α - дальность и азимут ВС относительно радиолокационного источника наблюдения.

Проверка алгоритмов ММА2 и ММА3 на соответствие рекомендациям Евроконтроля при рассматриваемом выборе вектора состояния и матриц перехода для выбранных моделей движения ВС была проведена методом математического моделирования. Алгоритм ММА2, с частичным объединением гипотез после их экстраполяции, позволяет обеспечить выполнение рекомендаций Евроконтроля и при этом требует меньших вычислительных затрат, чем ММА3. Дополнительное сокращение вычислений достигается за счёт алгоритма модифицированного комбинированного объединения гипотез.

Всестороннее исследование представленного 4-модельного алгоритма, проведённое путём математического моделирования и с использованием реальных файлов документирования с выхода радиотехнических средств наблюдения, показало возможность получения реализуемого алгоритма траекторной обработки, удовлетворяющего рекомендациям Евроконтроля.

Заключение

В работе представлен 4-модельный алгоритм траекторной обработки информации от радиотехнических средств наблюдения системы УВД. Показано, что отказавшись от включения в вектор состояния, описывающий координаты и параметры движения ВС, скорости поворота линии курса, можно построить многомодельный алгоритм траекторной обработки, характеристики которого соответствуют рекомендациям стандарта Евроконтроля. При этом структура вектора состояния соответствует модели равноускоренного движения с возмущениями. Показано, как в этом случае описать модели прямолинейного равномерного движения ВС, поворота и прямолинейного движения с изменением скорости ВС. При этом три модели из использованных – это модели основных типов горизонтального движения ВС с малыми возмущениями: прямолинейное равномерное движение, поворот, прямолинейное движение с изменением скорости. Четвёртая модель – равноускоренное движение с большими возмущениями.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Yaakov Bar-Shalom, X.-Rong Li, Thiagalingam Kirubarajan. *Estimation with Applications To Tracking and Navigation*. John Wiley&Sons, Inc., New York, 2001, 558 p.
2. Blackman S. S., Popoli R. *Design and Analysis of Modern Tracking Systems*. Norwood, MA, Artech House, 1999, 1232 p.
3. Коновалов А. А. Основы траекторной обработки радиолокационной информации: в 2 ч. Санкт-Петербург: Изд-во СПбГЭТУ «ЛЭТИ», ч. 1. 2013. 164 с.

4. Коновалов А. А. Основы траекторной обработки радиолокационной информации: в 2 ч. Санкт-Петербург: Изд-во СПбГЭТУ «ЛЭТИ», ч. 2. 2014. 179 с.
5. Genovese F. The Interacting Multiple Model Algorithm for Accurate State Estimation of Maneuvering Targets. *Johns Hopkins Apl Technical Digest*, 2001, vol. 22, no. 4, pp. 614–623.
6. Rameshbabu K., Swarnadurga J. et al. Target Tracking System Using Kalman Filter. *International Journal of Advanced Engineering Research and Studies*, 2012, vol. 2, pp. 90–94.
7. Liu Y. C., Zuo X. G. A Maneuvering Target Tracking Algorithm Based on the Interacting Multiple Models. *TELKOMNIKA Indonesian Journal of Electrical Engineering*, 2013, vol. 11(7), pp. 3997–4003. <https://doi.org/10.11591/telkomnika.v11i7.2851>
8. Li X., Jilkov V. Survey of maneuvering target tracking. Part I: dynamic models. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2003, vol. 39(4), pp. 1333–1364. <https://doi.org/10.1109/TAES.2003.1261132>
9. Сычёв М. И. Высокоточные алгоритмы траекторной обработки информации от радиотехнических средств наблюдения в системе управления воздушным движением // *Электросвязь*. 2020. № 5. С. 47–53.
10. Сычёв М. И. Траекторная обработка информации от радиотехнических средств наблюдения в системе управления воздушным движением // *Электросвязь*. 2022. № 3. С. 35–41.
11. Сычёв М. И. Высокоточные алгоритмы оценивания координат и параметров движения воздушных судов гражданской авиации по информации от радиолокационных источников наблюдения // *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*. 2017. № 2. С. 28–35.

References

1. Yaakov Bar-Shalom, X.-Rong Li, Thiagalingam Kirubarajan. *Estimation with Applications To Tracking and Navigation*. John Wiley&Sons, Inc., New York, 2001, 558 p.
2. Blackman S. S., Popoli R. *Design and Analysis of Modern Tracking Systems*. Norwood, MA, Artech House, 1999, 1232 p.
3. Konovalov A. A. *Osnovy traektornoj obrabotki radiolokatsionnoj informatsii [Basics of tractor processing of radar information]*. In 2 parts, St. Petersburg, SPbGETU “LETI” Publ., part 1, 2013, 164 p. (In Russ.)
4. Konovalov A. A. *Osnovy traektornoj obrabotki radiolokatsionnoj informatsii [Basics of tractor processing of radar information]*. In 2 parts, St. Petersburg, SPbGETU “LETI” Publ., part 2, 2014, 179 p. (In Russ.)
5. Genovese F. The Interacting Multiple Model Algorithm for Accurate State Estimation of Maneuvering Targets. *Johns Hopkins Apl Technical Digest*, 2001, vol. 22, no. 4, pp. 614–623.
6. Rameshbabu K., Swarnadurga J. et al. Target Tracking System Using Kalman Filter. *International Journal of Advanced Engineering Research and Studies*, 2012, vol. 2, pp. 90–94.
7. Liu Y. C., Zuo X. G. A Maneuvering Target Tracking Algorithm Based on the Interacting Multiple Models. *TELKOMNIKA Indonesian Journal of Electrical Engineering*, 2013, vol. 11(7), pp. 3997–4003. <https://doi.org/10.11591/telkomnika.v11i7.2851>
8. Li X., Jilkov V. Survey of maneuvering target tracking. Part I: dynamic models. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2003, vol. 39(4), pp. 1333–1364. <https://doi.org/10.1109/TAES.2003.1261132>
9. Sychev M. I. High-precision algorithms for tracking in the air traffic control system. *Elektrosvyaz magazine*, 2020, no 5, pp. 47–53. (In Russ.)
10. Sychev M. I. Trajectory processing of information from radio surveillance equipment in the air traffic control system. *Elektrosvyaz’ magazine*, 2022, no 3, pp. 35–41. (In Russ.)
11. Sychev M. I. Precision tracking algorithms of civil aircraft by radar information. *Russian Aeronautics*, 2017, vol. 60, no 2, pp. 190–197. <https://doi.org/10.3103/S1068799817020052>

Информация об авторах

Сычёв Михаил Иванович, доктор технических наук, профессор кафедры, Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет); ведущий научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, sychev@mai.ru

Примаков Александр Анатольевич, заместитель директора Научного Центра Аэронавигации, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, primakov@gosniiga.ru

Синельников Василий Владимирович, заместитель начальника отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, sinelnikov_vv@gosniiga.ru

Authors information

Sychev Mikhail I., Doctor of Sciences (Engineering), Professor of the Department, Moscow Aviation Institute (National Research University); Leading Researcher, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, sychev@mai.ru

Primakov Alexander A., Deputy Director of the Scientific Center for Air Navigation, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, primakov@atminst.ru

Sinelnikov Vasily V., Deputy Head of the Department of the Air Navigation Center, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, sinelnikov@atminst.ru

Статья поступила в редакцию 03.07.2024; одобрена после рецензирования 27.09.2024; принята к публикации 05.10.2024.

The article was submitted 03.07.2024; approved after reviewing 27.09.2024; accepted for publication 05.10.2024.

Зарегистрирован Федеральной службой по надзору в сфере связи,
информационных технологий и массовых коммуникаций (Роскомнадзор)
Свидетельство о регистрации средства массовой информации ПИ № ФС77-61476 от 24 апреля 2015 г.

Подписано в печать 17.10.2024

Печать офсетная
18,3 усл. печ. л.

Формат 60x84 1/8
Заказ № 24-22к

12,4 уч.-изд. л.
Тираж 70 экз.

Изготовлено и оформлено: ООО «Типография Миттель Пресс»

e-mail: mittelpress@mail.ru

Автор вёрстки: Михеева А. В.