

**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 (№ 356)

№ 45

**Москва
2023**

ББК 39.5

НЗ4

Научный вестник ГосНИИ ГА

Основан в 1952 году

Учредитель. Издатель. Редакция:

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

Founder, Publisher, Editorial board:

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

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

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

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

Редакционная коллегия

Исполняющий обязанности

главного редактора

– А. А. Богоявленский, д-р техн. наук (ГосНИИ ГА)

Ответственный секретарь

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

Члены редакционной коллегии

Н. А. Абдужабаров, канд. техн. наук (*Ташкентский государственный технический университет, Ташкент, Республика Узбекистан*)

Б. С. Алёшин, д-р техн. наук, академик РАН, проф. (*Национальный исследовательский центр «Институт им. Н. Е. Жуковского», Москва, Россия*)

В. И. Горбаченко, д-р техн. наук, проф. (*ПГУ, Пенза, Россия*)

М. С. Громов, лауреат Премии Правительства Российской Федерации в области науки и техники, заслуженный работник транспорта Российской Федерации, канд. техн. наук (*ГосНИИ ГА, Москва, Россия*)

С. В. Далецкий, заслуженный работник транспорта Российской Федерации, д-р техн. наук, проф. (*ГосНИИ ГА, Москва, Россия*)

А. В. Кан, канд. техн. наук (*Национальный исследовательский центр «Институт им. Н. Е. Жуковского», Москва, Россия*)

Е. Е. Карсыбаев, д-р техн. наук, проф. (*Академия гражданской авиации, Алматы, Республика Казахстан*)

А. Я. Книвель, канд. техн. наук (*Авиарегистр России, Москва, Россия*)

А. И. Козлов, заслуженный работник науки и техники Российской Федерации, д-р физ.-мат. наук, проф. (*ГосНИИ ГА, Москва, Россия*)

В. Б. Козловский, д-р техн. наук, проф. (*ПАНХ, Краснодар, Россия*)

Г. А. Крыжановский, заслуженный работник науки и техники Российской Федерации, д-р техн. наук, проф. (*СПбГУ ГА, Санкт-Петербург, Россия*)

Е. А. Куклев, заслуженный работник высшей школы Российской Федерации, д-р техн. наук, проф. (*СПбГУ ГА, Санкт-Петербург, Россия*)

У. Э. Курманов, канд. техн. наук, доц. (*Кыргызский авиационный институт им. И. Абдраимова, Бишкек, Кыргызская Республика*)

В. Д. Рубцов, д-р техн. наук, проф. (*ГосНИИ ГА, Москва, Россия*)

В. А. Соколов, заслуженный работник высшей школы Российской Федерации, д-р физ.-мат. наук, проф. (*Ярославский государственный университет им. П. Г. Демидова, Ярославль, Россия*)

О. Ю. Страдомский, заслуженный работник транспорта Российской Федерации, канд. техн. наук (*ГосНИИ ГА, Москва, Россия*)

Р. С. Фадеев, канд. техн. наук (*Ассоциация «Транспортная безопасность», Москва, Россия*)

Фам Вьет Зунг, канд. техн. наук (*Министерство транспорта Вьетнама, Ханой, Вьетнам*)

О. Г. Феокистова, д-р техн. наук, доц. (*МГТУ ГА, Москва, Россия*)

тел./факс: 8 (495) 956 49 63 (*1018)

e-mail: science@gosniiga.ru

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

Editorial Board

Acting Chief Editor – Bogoyavlenskiy A. A., Dr. Sci. (Eng.), GosNII GA, Moscow, Russia
Responsible Secretary – Shestakov I. N., Dr. Sci. (Eng.), GosNII GA, Moscow, Russia

The members of the Editorial Board

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

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

e-mail: science@gosniiga.ru

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

НАУЧНЫЙ ВЕСТНИК ГОСУДАРСТВЕННОГО НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОГО ИНСТИТУТА ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ
--

№ 45

2023

СОДЕРЖАНИЕ

Аэронавигация и эксплуатация авиационной техники

- Шустов А. Ю., Миколайчук Ю. А., Арепьев К. А.** Особенности выполнения работ по рентгеновскому контролю воздушных судов в условиях технической эксплуатации 9
- Дроков В. Г., Дроков В. В., Мурыщенко В. В., Блинов А. В., Мухутдинов Ф. И.** Информационная достаточность диагностических признаков при оценке состояния газотурбинных двигателей по параметрам частиц изнашивания 21
- Мисютин Р. Ю., Мусин С. М., Кондрашов Д. А.** Исследование отказобезопасности авиационных генераторов электрической энергии по цепи механизма расцепления 32
- Дроков В. Г., Дроков В. В., Казмиров А. Д., Карасева Е. Н., Мурыщенко В. В., Скудаев Ю. Д.** Оптимизация условий измерения элементного состава частиц изнашивания при применении сверхвысокочастотного плазменного анализатора 41
- Смирнов А. В., Субботина Т. В.** К вопросу применения моек высокого давления при техническом обслуживании самолётов Ан-24, Ан-26 51
- Абрамов Б. А., Юскин С. А., Клоков М. В., Брюханов А. А.** Оптимизация процедуры проведения ежегодного инспекционного контроля лётной годности гражданских воздушных судов 61

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

- Страдомский О. Ю., Самойлов И. А., Лесничий И. В., Самойлов В. И.** Выбор обличковых характеристик для самолёта местных воздушных линий на замену L-410 71
- Патрикеев О. В., Адамов Д. С., Аветян А. Э.** К вопросу о применении двухдиапазонной линейной антенны в районе аэродрома 82
- Муравьев А. С.** Анализ особенностей выполнения безопасной посадки вертолёт при отказе двигателей 93

Попов Ю. В., Архангельский М. М. Светосигнальное оборудование в системе управления безопасностью полётов воздушных судов	101
---	-----

Интеллектуальные транспортные системы

Спрысков В. Б., Шувалова Е. В., Кузнецов С. В. Модель оценки вероятностей касания объектов на поле маневрирования при контроле их положений радиотехнической системой обзора лётного поля	110
Межетов М. А., Шалаев А. А., Болелов Э. А. Алгоритм селекции сигналов для решения задач радиоконтроля авиационных линий связи	121
Олексин С. Л. Математическая модель локальных перегрузок диспетчера управления воздушным движением в процессе обслуживания воздушного движения	133
Лукоянов В. А. Обеспечение безопасности при посадке воздушного судна по локальной контрольно-корректирующей станции	142
Лукоянов В. А. Обеспечение целостности локальной контрольно-корректирующей станции в ходе её применения при заходе на посадку и посадке воздушных судов	148
Болелов Э. А., Галаева К. И. Разработка метода оценки горизонтального и вертикального сдвигов ветра и турбулентности в метеорологическом радиолокационном комплексе аэродромной зоны	155

SCIENTIFIC BULLETIN OF THE STATE SCIENTIFIC RESEARCH INSTITUTE OF CIVIL AVIATION

No. 45

2023

CONTENTS

Navigation and operation of aircraft

Shustov A. Yu., Mikolaychuk Yu. A., Arepyev K. A. Features of performing work on X-ray control of aircraft in the conditions of technical operation	9
Drokov V. G., Drokov V. V., Muryshchenko V. V., Blinov A. V., Mukhutdinov F. I. Information sufficiency of diagnostic signs when assessing the state of gas turbine engines by the parameters of wear particles	21
Misyutin R. Yu., Musin S. M., Kondrashov D. A. Research of refusal safety of aviation generators of electric energy of the mechanism of unhooking	32
Drokov V. G., Drokov V. V., Kazmirov A. D., Karaseva E. N., Muryshchenko V. V., Skudaev Yu. D. Optimization of conditions for measuring the elemental composition of wear particles using a microwave plasma analyzer	41
Smirnov A. V., Subbotina T. V. To the issue of the using of the high-pressure washers in the maintenance of An-24, An-26 aircraft	51
Abramov B. A., Yuskin S. A., Klovov M. V., Bryukhanov A. A. Optimization of the procedure for conducting annual inspection control of the airworthiness of civil aircraft	61

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

Stradomskiy O. Yu., Samoylov I. A., Lesnichiy I. V., Samoylov V. I. Selection of appearance characteristics for the aircraft of local air lines to replace the L-410	71
Patrikeev O. V., Adamov D. S., Avetyan A. E. On the issue of the use of a dual-band linear antenna near the airfield	82
Muraviev A. S. Analysis of features of performing a safe helicopter landing in the event of engine failure	93

Popov Yu. V., Arkhangelskiy M. M. Lighting equipment in the aircraft flight safety control system	101
--	-----

Intelligent transport systems

Spryskov V. B., Shuvalova E. V., Kuznetsov S. V. Model for estimation of objects contacting probability on the airfield when monitoring their positions by means of airport surveillance radar	110
Mezhetov M. A., Shalaev A. A., Bolelov E. A. Signal selection algorithm for aeronautical communication radio band monitoring	121
Oleksin S. L. Mathematical model of local overloads of the air traffic controller in the process of air traffic service	133
Lukoyanov V. A. Ensuring safety during landing of the aircraft at the ground based augmentation system	142
Lukoyanov V. A. Ground based augmentation system approach and landing integrity	148
Bolelov E. A., Galaeva K. I. Development of a method for estimating horizontal and vertical wind shears and turbulence in the meteorological radar complex of the aerodrome zone	155

Научная статья

УДК 629.735.083.02/.03:620.179.1

ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТ ПО РЕНТГЕНОВСКОМУ КОНТРОЛЮ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ В УСЛОВИЯХ ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

А. Ю. ШУСТОВ, Ю. А. МИКОЛАЙЧУК, К. А. АРЕПЬЕВ

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. Показаны возможности рентгеновского контроля (РК) элементов конструкции планера воздушных судов (ВС) в условиях их технической эксплуатации. РК рекомендовался разработчиками ВС редко ввиду его значительной трудоёмкости, необходимости наличия у эксплуатантов и организаций по техническому обслуживанию (ТО) оборудования для РК, квалифицированного персонала, обеспечения радиационной безопасности и ограничений в применении. Наибольший объём работ по РК предусмотрен эксплуатационно-технологической документацией (ЭТД) самолётов Ан-24, Ан-26, Ан-12, Ан-74. Авторами выполнялись работы по РК на парке указанных ВС в составе комплексных комиссий по исследованию технического состояния. На основе этого опыта и статистических данных по РК, выполненному ведущими организациями по ТО самолётов «Ан», исследован рентгеновский метод неразрушающего контроля (НК) и произведена качественная оценка его эффективности с учётом наличия мешающих факторов в условиях технической эксплуатации ВС. Оценена целесообразность применения РК для выявления дефектов различного типа.

Ключевые слова: воздушное судно, техническая эксплуатация, техническое обслуживание, неразрушающий контроль, объект контроля, конструктивные элементы планера самолёта, рентгеновский контроль, трещина, коррозионные повреждения, сотовые конструкции, эксплуатация авиационной техники

Для цитирования: Шустов А. Ю., Миколайчук Ю. А., Арепьев К. А. Особенности выполнения работ по рентгеновскому контролю воздушных судов в условиях технической эксплуатации // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 45. С. 9–20.

FEATURES OF PERFORMING WORK ON X-RAY CONTROL OF AIRCRAFT IN THE CONDITIONS OF TECHNICAL OPERATION

A. YU. SHUSTOV, YU. A. MIKOLAYCHUK, K. A. AREPYEV

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

Abstract. The presented article shows the capabilities of X-ray inspection of airframe structural elements of aircraft under the conditions of their technical operation. X-ray inspection of aircraft structural elements under the conditions of their technical operation was recommended by aircraft developers extremely rarely due to its high labor intensity, the need for operators and maintenance and repair organizations to have the required X-ray equipment, certified and qualified personnel, to ensure radiation safety during its implementation and was conditioned by limited in application by other requirements of governing documents. The largest volume of work on X-ray inspection was provided for by the operational and technological documentation of the An-24, An-26, An-12, An-74 aircraft. The authors carried out work on X-ray inspection on the fleet of these aircraft as part of complex

commissions to study their technical condition. Based on the experience gained, including statistical data on the maintenance and repair of “An” aircraft performed by the X-ray inspection by leading organizations, this article discusses the results of inspection work and research of the X-ray non-destructive testing method for monitoring various types of defects, taking into account the presence of interfering factors in technical operation conditions.

Keywords: aircraft, technical operation, maintenance, non-destructive testing, object of control, structural elements of the airframe, X-ray inspection, crack, corrosion damage, honeycomb structures, operation of aircraft

For citation: Shustov A. Yu., Mikolaychuk Yu. A., Arepyev K. A. Features of performing work on X-ray control of aircraft in the conditions of technical operation, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 45, pp. 9–20. (In Russ.)

Введение

Рентгеновский (рентгенографический) метод (РК), являющийся одним из методов радиационного НК¹, основан на законе ослабления рентгеновского излучения различными материалами при его прохождении через них и последующей регистрации ионизирующего излучения рентгенографической пленкой.

Конечным результатом РК является рентгенографический снимок (рентгенограмма), который представляет собой распределение полей с разной оптической плотностью. Информационным параметром получаемого рентгеновского снимка является оптическая плотность его участков. На участках рентгенограммы, соответствующих зонам объекта контроля с более высокой плотностью или большей толщиной, оптическая плотность ниже той, которая соответствует участкам рентгеновского снимка с изображением менее плотных зон объекта контроля и (или) зон с малой толщиной. Рентгенограмма просматривается в проходящем световом потоке источника света (негатоскопа) и анализируется сертифицированным по этому методу НК персоналом с целью определения наличия дефектов (трещин, коррозионных поражений, зон с водой в сотовых конструкциях, скрытых механических повреждений и деформаций и других типов дефектов) в контролируемых зонах.

Авторами проведены анализ выполненных работ по РК в условиях эксплуатации ВС и дополнительные исследования с целью оценки эффективности данного метода по обнаружению в конструкциях ВС усталостных трещин, коррозионных поражений и воды в сотовых конструкциях.

Несмотря на то, что применение РК предусмотрено в основном для условий ремонта ВС, и его доля в общем объеме инструментального контроля с применением других видов НК на периодических формах ТО незначительна (<1 %), а для некоторых типов ВС РК может вообще отсутствовать [1], его роль и значение трудно переоценить. РК в отдельных случаях может оказаться единственным методом НК, позволяющим оценить техническое состояние конструкции ВС. В этой связи учёт разработчиками технологической документации по РК возможных мешающих факторов и оценка эффективности метода являются необходимыми условиями для обеспечения заданного уровня надёжности контроля.

Результаты работ по РК обшивки и подкладного листа по скуловой балке самолётов Ан-24, Ан-26

РК конструктивных элементов самолётов Ан-24, Ан-26 выполняется на основании Программ работ по исследованию их технического состояния в соответствии с действующей ЭТД в процессе эксплуатации, а также при капитальном ремонте – по технологиям его проведения.

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

Основным документом, определяющим методику (технологию) контроля, является карта неразрушающего контроля (КНК) № 53.30.07 «Обшивка и подкладной лист по скуловой балке в зоне шпангоутов № 8-38», при разработке которой Разработчиком ВС учитывались терминология и рекомендации межгосударственных стандартов ГОСТ 24034-80 и ГОСТ 7512-82².

Для примера в качестве объекта контроля рассматривается обшивка и подкладной лист по скуловой балке в районе шпангоута № 36 самолёта Ан-24 с выявленной РК на данном участке трещиной длиной $l = 20$ мм. Контроль этих конструктивных элементов является одной из наиболее распространённых операций по РК при технической эксплуатации Ан-24.

В соответствии с КНК в качестве источника излучения используется рентгеновский аппарат РАП-160-5. Для получения рентгеновского изображения используется плёнка радиографическая техническая РТ-5 размерами (150х400) мм. В соответствии с указанной в КНК схемой контроля все используемые элементы радиографического контроля (объект контроля, источник рентгеновского излучения, рентгеновская плёнка) располагаются в определённом положении относительно друг друга.

РАП-160-5 устанавливался внутри пассажирского салона таким образом, чтобы его излучатель находился на расстоянии ≈ 600 мм от объекта контроля и ось рабочего пучка направленного рентгеновского излучения образовывала с линией пола угол $\approx 45^\circ$ (рис. 1).

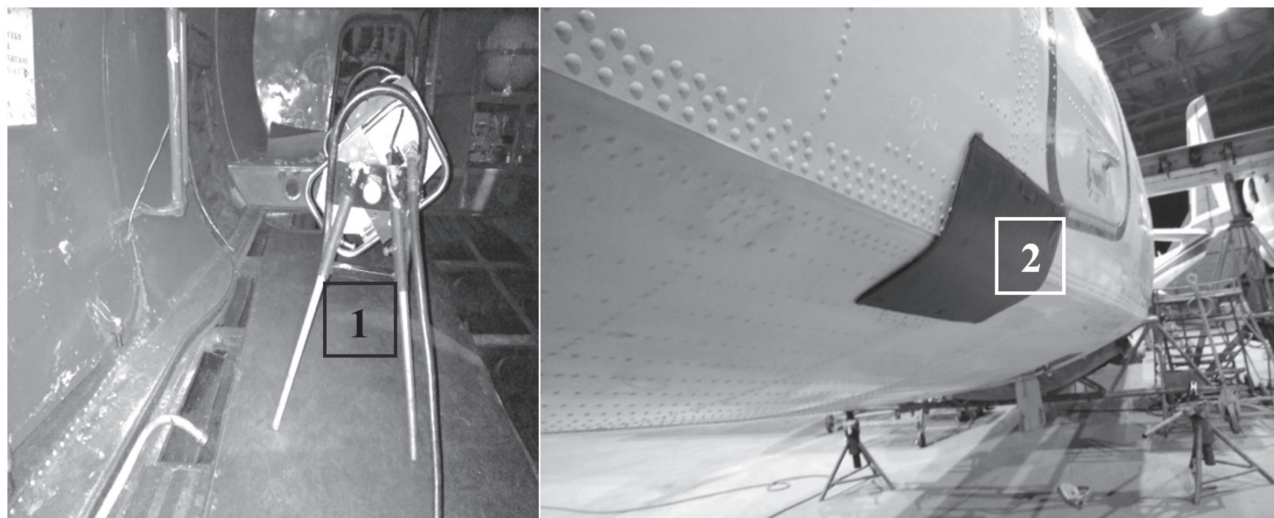


Рис. 1. Рентгеновский аппарат РАП-160-5 (1), установленный в салоне Ан-24, и кассета с плёнкой (2), закреплённая на внешней поверхности фюзеляжа

РК выполняется после направления излучателя в зону контролируемого участка, предварительно отмеченного на фюзеляже.

При контроле, согласно КНК № 53.30.07, устанавливаются параметры экспонирования: напряжение и анодный ток источника соответственно $U = 50$ кВ, $I = 3$ мА; время экспонирования $t = 3$ мин.

В результате РК получена рентгенограмма (рис. 2), которая соответствует параметрам, установленным КНК и ГОСТ 7512-82. На ней просматривается трещина в подкладном листе длиной $l = 20$ мм, увеличенное изображение которой представлено на рис. 3.

С помощью микроскопа МПБ-2 определено примерное значение раскрытия обнаруженной трещины ($\approx 0,1$ мм).

Для выявления влияния изменения угла между осью рабочего пучка направленного рентгеновского излучения и линией пола (согласно КНК его значение должно быть близким к 45°)

² ГОСТ 7512-82. Контроль неразрушающий. Соединения сварные. Радиографический метод.

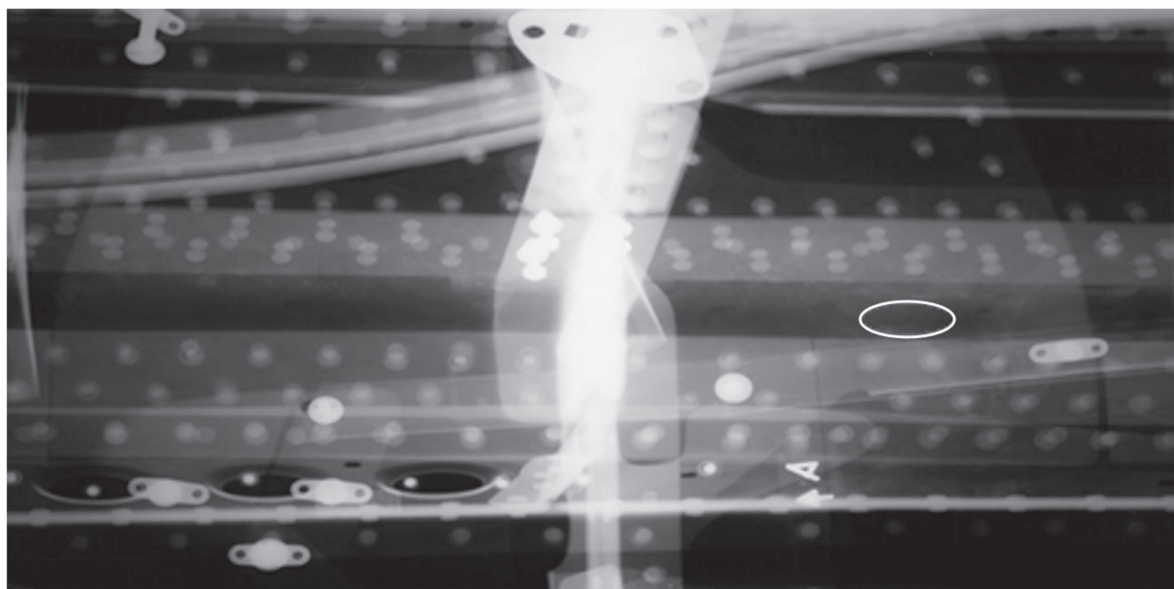


Рис. 2. Результаты РК подкладного листа в зоне дефектного участка

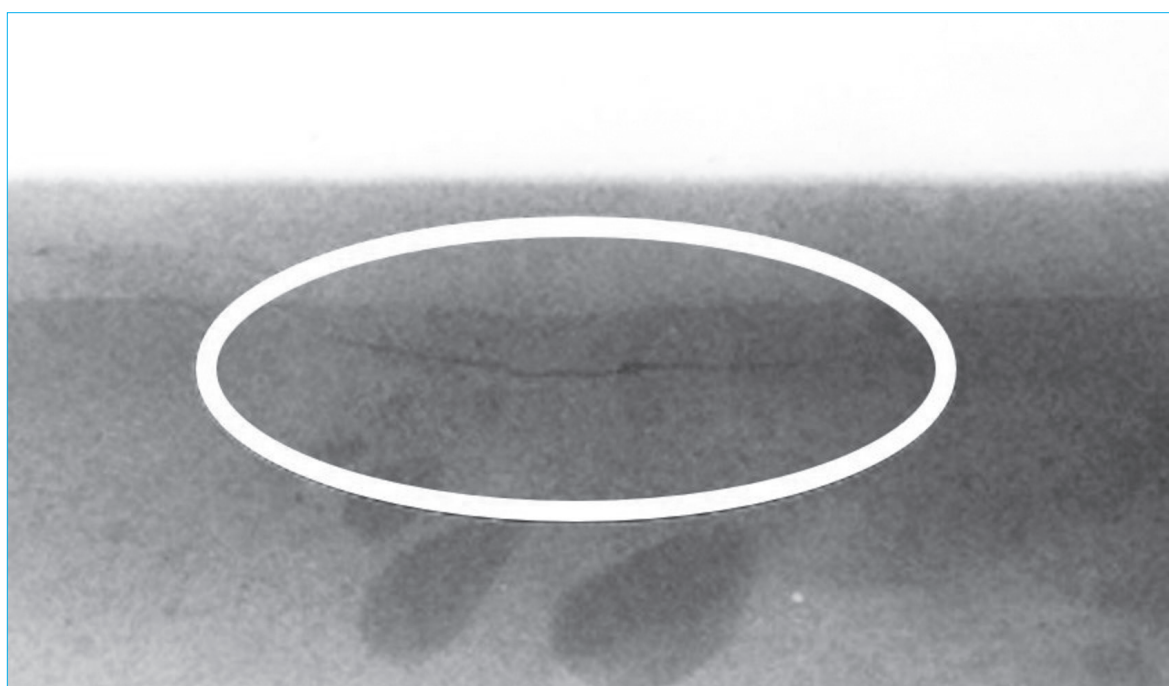


Рис. 3. Трещина подкладного листа в районе скуловой балки

выполнена серия снимков под разными углами: 35° , 40° , 50° , 55° . В результате просвечивания дефектного участка подкладного листа под указанными углами на полученных снимках трещина $l = 20$ мм либо не выявлялась, либо её изображение нельзя было с уверенностью идентифицировать как несплошность (дефект). Таким образом, соблюдение минимального угла между осью рабочего пучка направленного рентгеновского излучения и плоскостью залегания предполагаемого дефекта является одним из основных условий для выявления дефектов с малыми геометрическими размерами.

Для правильного ориентирования рентгеновского излучателя относительно объекта контроля, помимо штатного центрирующего устройства (лазерного указателя на корпусе излучателя РАП-160-5 в подвижной рамке) целесообразно использование дополнительно измерительных

средств, назначаемых разработчиками технологии РК, и позволяющих максимально точно установить излучатель под требуемым углом. Кроме того, целесообразно использование специальных штативов, не входящих в комплект поставки большинства рентгеновских аппаратов. Указанное обстоятельство следует учитывать разработчикам технологической документации по РК.

Результаты работ по РК нижней полки II лонжерона крыла самолётов Ан-24, Ан-26 согласно КНК № 57.10.117Э

Для исследования выбран образец из алюминиевого сплава Д16АТ, представляющий собой пластину (длина $l=85$ мм, ширина $b=52$ мм, толщина $h=10$ мм) с отверстиями. Пластина по толщине и марке материала изготовления аналогична нижней полке II лонжерона Ан-24, Ан-26, контролируемой РК согласно КНК № 57.10.117Э. На образце имеются трещины, выявленные ранее с применением вихретокового и капиллярного методов НК – трещина L_1 , сквозная по его сечению, выходящая на торец пластины, протяжённостью 8,6 мм по внешней поверхности (на которой имеется маркировка), и несквозная L_2 , образованная в двухгранном угле отверстия, протяжённостью 8,4 мм, на противоположной поверхности (рис. 4).

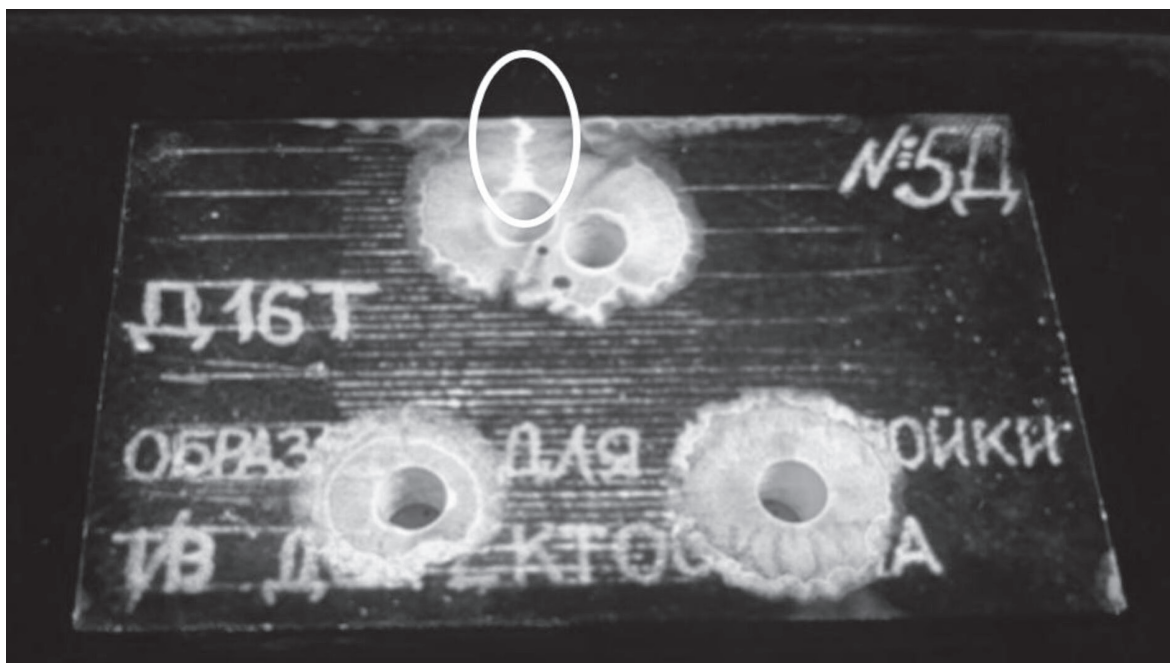


Рис. 4. Исследуемый образец с трещинами, выявленными с применением люминесцентного метода НК

Кроме того, выполнено исследование данного образца с помощью электронного сканирующего микроскопа Tescan Vega 4 и определены значения раскрытия трещин в нескольких точках (рис. 5).

Величина раскрытия (среднее значение ширины трещины, измеренной в нескольких точках) w_{1cp} трещины L_1 составила 10 мкм, величина раскрытия w_{2cp} трещины L_2 составила 6 мкм. РК указанного образца выполнялся в соответствии с рекомендуемыми КНК режимами контроля в условиях лаборатории. Дополнительно параметры экспонирования (анодный ток, напряжение рентгеновской трубки, время, фокусное расстояние) варьировались в рамках требований технологической документации по РК. При выполнении исследований было получено несколько снимков исследуемого образца. Из общего числа отобраны снимки, соответствующие требуемому классу чувствительности, требуемым показателям оптической плотности.

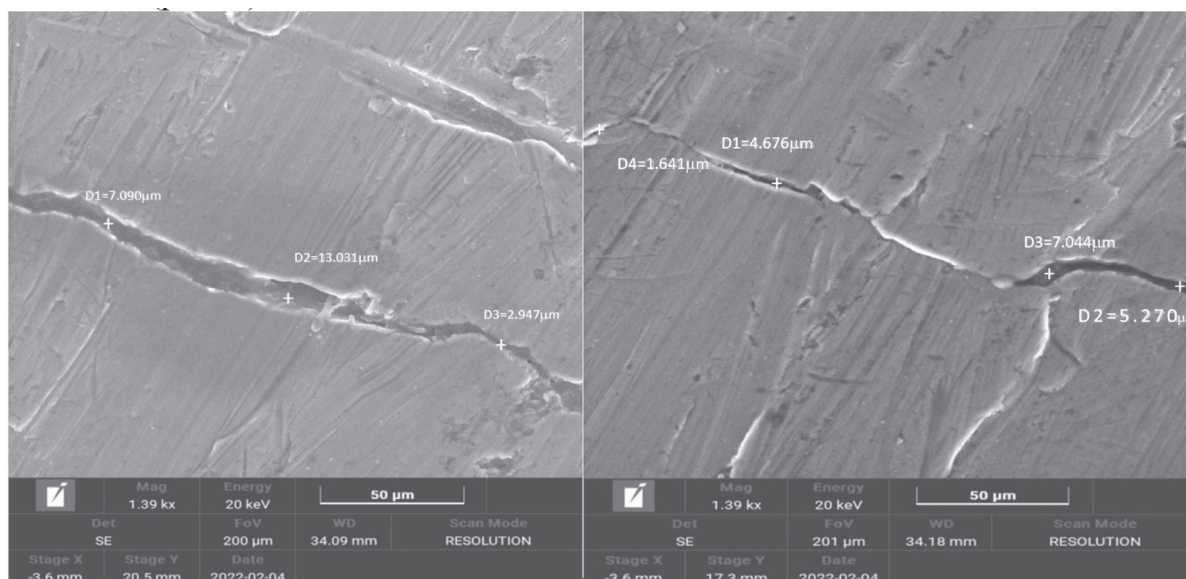


Рис. 5. Изображение трещин L_1 и L_2 в микроскопе Tescan Vega 4 в процессе определения ширины их раскрытия

В результате осмотра (расшифровки) отобранных снимков установлено, что из имеющихся на образце двух трещин чётко выявляется только одна (рис. 6).

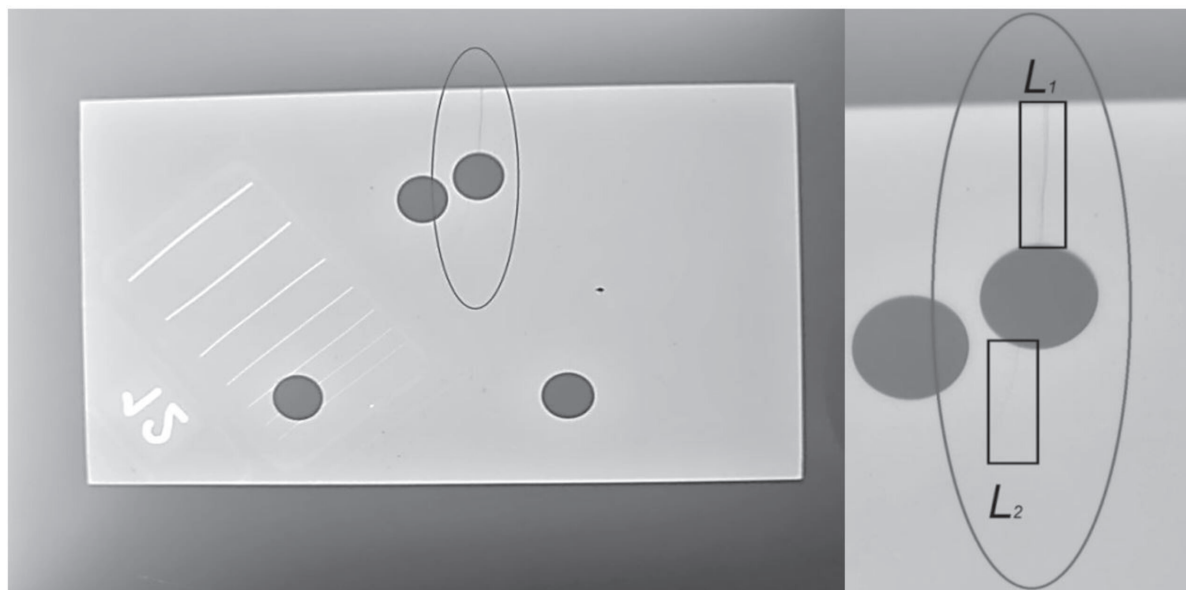


Рис. 6. Снимок исследуемого образца после выполнения РК

В дальнейшем этот образец был помещён в непосредственной близости ко II лонжерону внутри центроплана Ан-24 с целью установления возможности обнаружения реальной усталостной трещины в соответствии с технологией КНК (рис. 7).

При РК согласно КНК № 57.10.117Э устанавливаются следующие значения параметров экспонирования: $U = 130$ кВ, $I = 5$ мА, $t = 3$ мин.

Схема просвечивания (рис. 7) соответствует КНК, параметры контроля и экспонирования аналогичны рекомендованным.

РК проводился с учётом «мешающих» факторов, обусловленных наличием конструктивных элементов крыла, так как между излучателем и горизонтальной полкой II лонжерона расположена

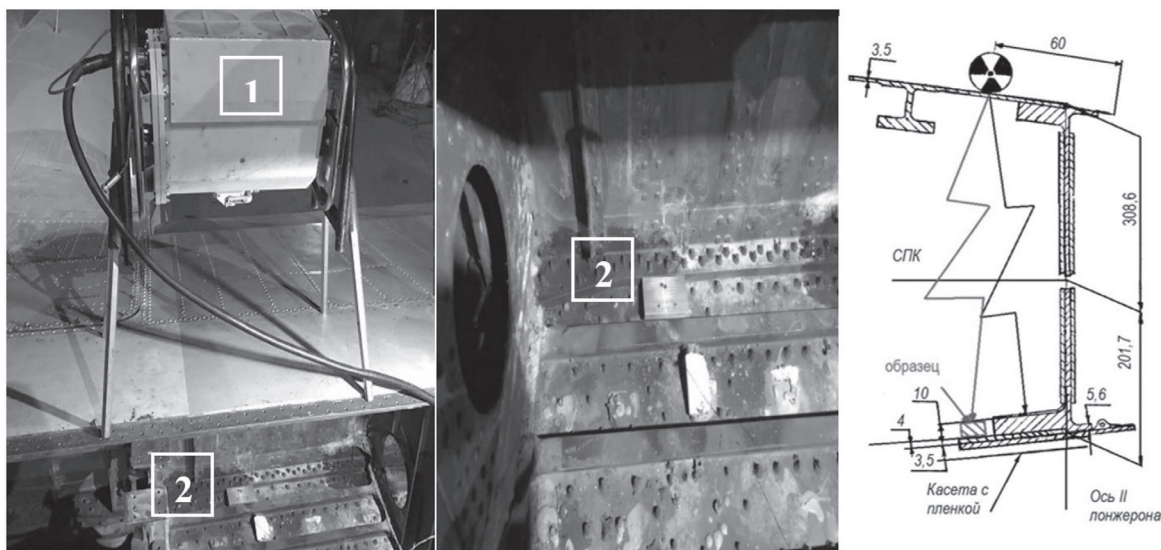


Рис. 7. Излучатель РАП-160-5 (1), установленный на верхнюю силовую панель центроплана, и исследуемый образец (2), помещённый в непосредственной близости ко II лонжерону внутри центроплана

силовая панель, то есть условия эксперимента были максимально приближены к реальным за исключением наличия резинового бака с остатками топлива, который был предварительно демонтирован. Его наличие является дополнительным фактором, влияющим на чувствительность контроля.

В результате выполненного контроля как на рекомендуемых КНК режимах, так и на выбранных специалистами других режимах РК и углах просвечивания не выявлено ни одной трещины в исследуемом образце. Для более полного изучения чувствительности РК должны быть проведены исследования с образцами, имеющими усталостные трещины различного раскрытия и ориентации. В данном эксперименте усталостные трещины имеют значительно меньшее раскрытие по сравнению с нижним пределом, регламентированным ГОСТ 7512-82. Но такие значения раскрытий трещин могут быть на реальных конструкциях ВС.

Таким образом, при выборе рентгеновского метода контроля необходимо учитывать его возможности, исходя из технических характеристик применяемых средств РК, наличия или отсутствия «мешающих» факторов (дополнительных конструктивных элементов, доступа к контролируемому участку конструкции и т. п.), а также возможной ориентации трещины и значений ширины её раскрытия.

РК подкосов ферм двигателей АИ-24

РК подкосов ферм № 24-6934-10 и № 24-6934-20 двигателей АИ-24 выполняется согласно КНК 54.10.539. Схема расположения объекта контроля, рентгеновской плёнки и излучателя рентгеновского аппарата показана на рис. 8.

При контроле, согласно КНК 54.10.539, устанавливаются следующие значения параметров экспонирования: $U = (180 - 190)$ кВ, $I = 5$ мА, $t = (5 - 6)$ мин, фокусное расстояние $F = 750$ мм.

Объектом контроля для проведения исследований выбран забракованный в условиях эксплуатации при исследовании ультразвуковым (УЗ) методом НК подкос (черт. № 24-6934-10), из которого вырезан фрагмент с очагами коррозионных поражений на внутренней поверхности. Минимальная остаточная толщина стенки измерена УЗ толщиномером «Булат-1S» и составила 1,6 мм при её средней толщине 2,7 мм.

При контроле указанного образца получена серия снимков. В области, ограниченной Т-образными маркерами, находится участок с наименьшей остаточной толщиной стенки,

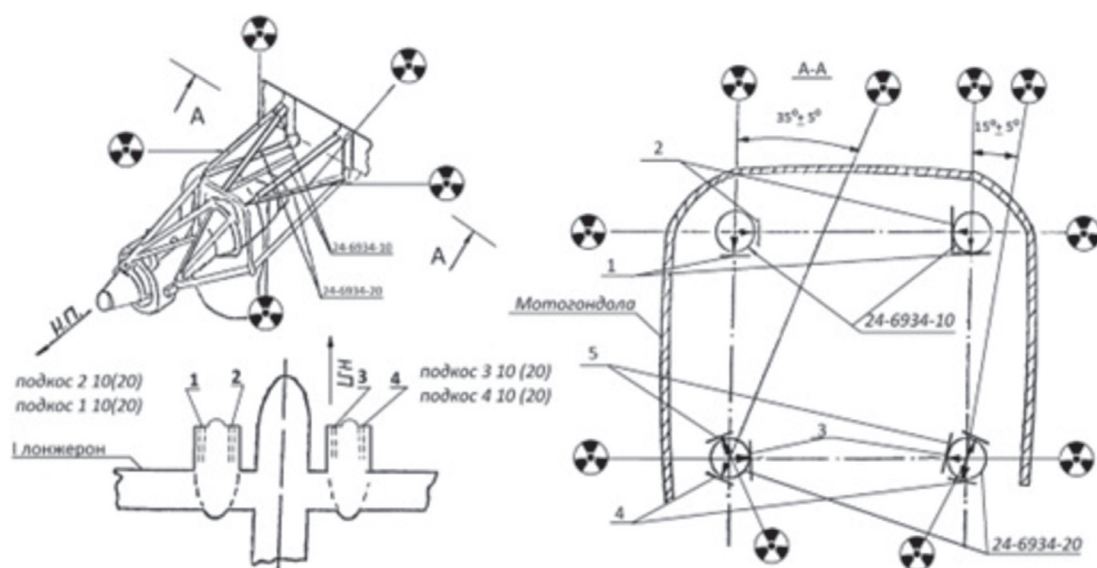


Рис. 8. Схема расположения объекта контроля, регистратора и источника излучения

определяемый на снимке в виде контрастных тёмных пятен. Таким образом, установлено, что технология РК позволяет регистрировать коррозионные поражения внутренней поверхности подкоса. По плотности (градиациям серого и тёмного) приблизительно можно судить о глубине коррозионных поражений. Однако данный вопрос не исследовался и требует дополнительной проработки. На снимке (рис. 9) заметны и другие следы обширного коррозионного повреждения.

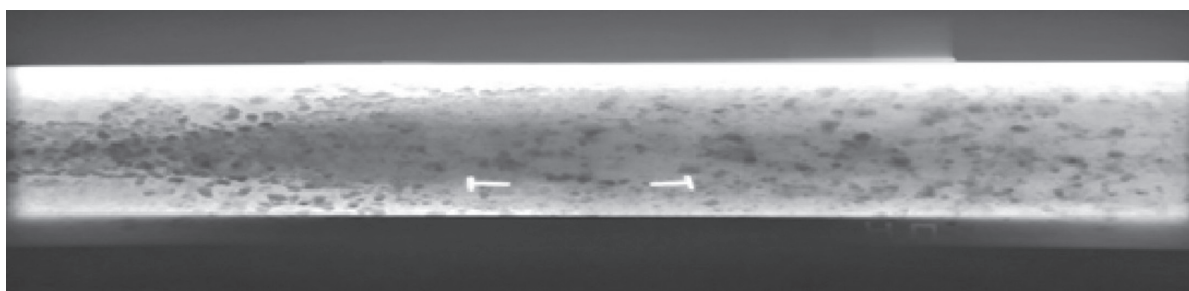


Рис. 9. Рентгенограмма фрагмента подкоса АИ-24 с коррозионными поражениями

Таким образом, рентгеновский метод совместно с УЗ толщинометрией позволяет надёжно выявлять коррозионные поражения внутренних поверхностей в важных с точки зрения обеспечения безопасности полётов элементах конструкции – подкосах ферм двигателей АИ-24.

РК других типов ВС в условиях технической эксплуатации

С появлением на ВС сотовых конструкций возникла необходимость их контроля на наличие воды. Вода внутри сот приводила к растрескиванию клеевого слоя как в металлических сотовых конструкциях, так и в конструкциях из композиционных материалов (КМ) и способствовала появлению таких дефектов, как отслоение обшивки от сотового заполнителя и расслоение для конструкций из КМ. Большое количество воды приводило к разрушению сотовых конструкций в результате её объёмного расширения при замерзании [2, 3].

РК сотовых конструкций на наличие воды внедрён в процессы ТО самолётов Ил-86, Ил-96, Ту-204 и применялся до замены на УЗ метод НК. Сравнение рентгеновского и УЗ методов приведено в [3].

В настоящее время рентгеновский метод применяется в соответствии с руководством по неразрушающим методам контроля (РНМК) самолётов RRJ-95. Работы по исследованию этого метода для контроля сотовых конструкций RRJ-95 выполнялись ФГУП ГосНИИ ГА совместно с ООО «Диагностика-М» по заданию АО «Гражданские самолёты Сухого» (далее – АО «ГСС», ныне – ПАО «Яковлев» филиал «Региональные самолёты») и представлены в техническом отчёте³.

На рис. 10 показана схема РК с применением установки «НОРКА», выполненного специалистами ООО «Диагностика-М» при контроле интерцептора самолёта RRJ-95, забракованного по наличию зон с водой лабораторией технической диагностики и НК авиационно-технического комплекса АО «ГСС» при исследовании тепловизионным методом НК.



Рис. 10. Схема РК интерцептора крыла RRJ-95:

1 – источник рентгеновского излучения, 2 – объект контроля, 3 – цифровой плоскопанельный детектор

Результаты РК интерцептора крыла RRJ-95 представлены на рис. 11.

В правой части рис. 11 крупным планом показаны зоны с водой после цифровой обработки результатов РК с применением программного обеспечения, входящего в комплект «НОРКА». Уровень воды (высота водяного столба) в сотах определён УЗ методом с применением установки УКВС-1 и УЗ дефектоскопа УСД-50.

Таким образом, РК сотовых конструкций ВС является надёжным методом контроля обнаружения воды, обеспечивающим в соответствии с утверждёнными технологиями требуемую чувствительность.

³ Технический отчёт. Разработка раздела и работ по рентгеновскому методу контроля к руководству по неразрушающим методам контроля (Издание 02 Изменение 05) самолёта RRJ-95, утверждённый 20.05.2019 г. заместителем директора НЦ ПЛГ ВС ГосНИИ ГА и генеральным директором ООО «Диагностика-М».

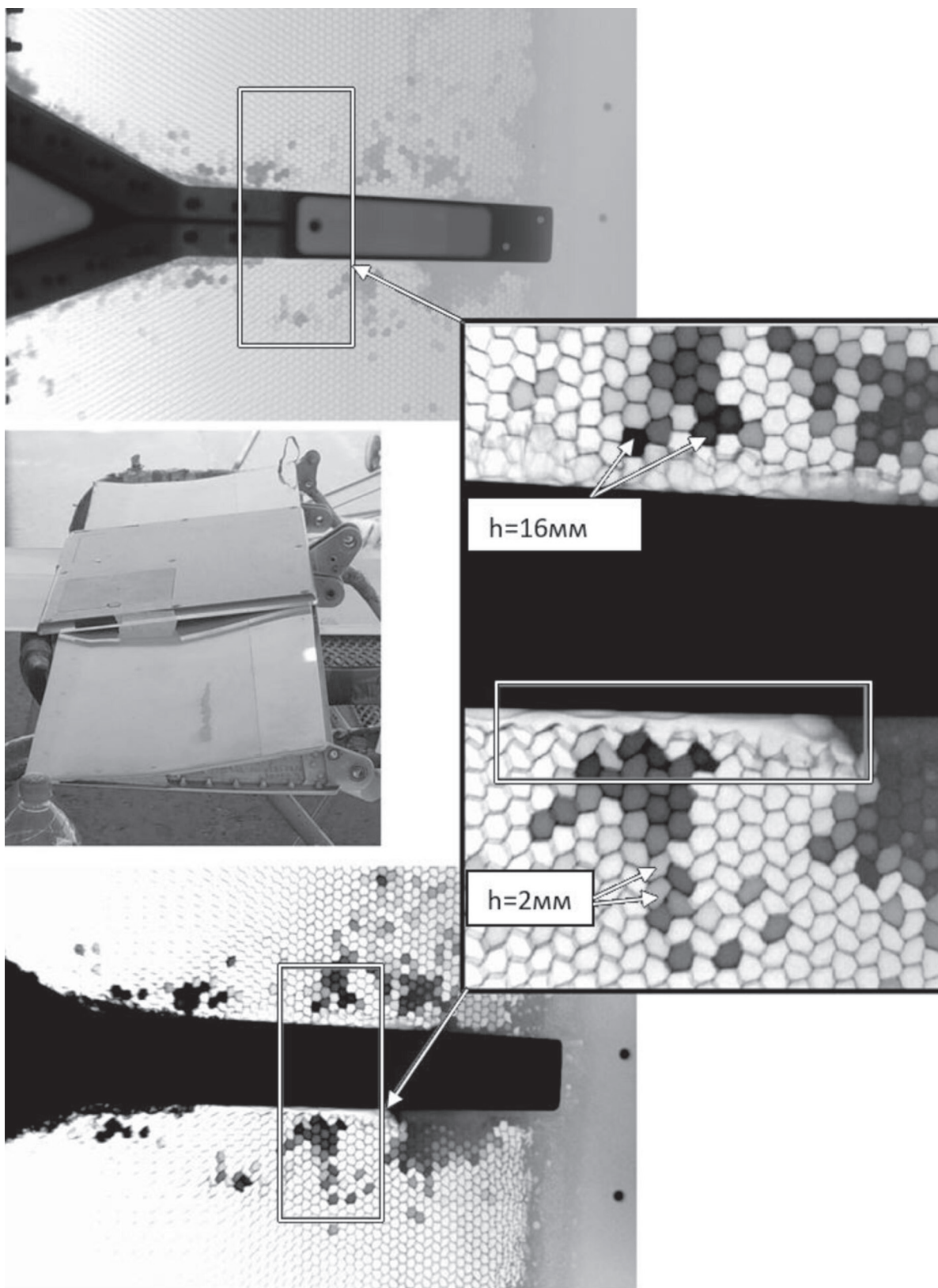


Рис. 11. Рентгенограммы интерцептора крыла RRJ-95 по результатам РК

При этом достоверность и прослеживаемость результатов НК, полученных авторами с применением упомянутых в настоящей статье средств и методов НК, и представленных в настоящей

публикации, обеспечены соблюдением процедур метрологического обеспечения и обеспечения единства измерений, изложенных в [4].

Заключение

Рентгеновский метод является эффективным методом НК, обеспечивающим при эксплуатации авиационной техники проведение контроля в труднодоступных местах без демонтажа конструкций ВС.

Для гарантированного выявления повреждения, имеющего надёжно обнаруживаемый размер, то есть вероятность обнаружения которого используемыми методом и средством НК равна 90 % с надёжностью 95 % (параметр $P_{90/95}$)⁴, разработчиками технологической документации по РК должны быть изучены и оценены его возможности с учётом технических характеристик применяемых средств, наличия или отсутствия «мешающих» факторов (дополнительных конструктивных элементов, затруднённого доступа к контролируемому участку конструкции), а также возможных ориентации трещины и величины её раскрытия.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Фейгенбаум Ю. М., Дубинский С. В., Божевалов Д. Г., Соколов Ю. С., Метёлкин Е. С., Миколайчук Ю. А., Шапкин В. С. Обеспечение прочности композитных авиационных конструкций с учётом случайных эксплуатационных ударных воздействий. Москва: Техносфера, 2018. С. 256–257.
2. Азаров Н. Т. Эксплуатационный УЗК содержания и определения количества воды в клееных сотовых конструкциях самолётов // В мире неразрушающего контроля. 2001. № 4(14). С. 194–204.
3. Азаров Н. Т., Громов М. С., Евдокимов Ю. И., Миколайчук Ю. А., Цирг В. Н. Контроль композитных агрегатов самолёта Ту-204 с применением современных методов и средств неразрушающего контроля в эксплуатации // Научный вестник МГТУ ГА. 2003. № 60. С. 59–74.
4. 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.

References

1. Feigenbaum Yu. M., Dubinskij S. V., Bozhevalov D. G., Sokolov Yu. S., Metelkin E. S., Mikolajchuk Yu. A., Shapkin V. S. *Obespechenie prochnosti kompozitnykh aviacionnykh konstrukcij s uchetom sluchajnykh ekspluatacionnykh udarnykh vozdejstvij*. Moscow, Tekhnosfera Publ., 2018, pp. 256–257. (In Russ.)
2. Azarov N. T. Ekspluatatsionnyy UZK soderzhaniya i opredeleniya kolichestva vody v kleyenikh sotovykh konstruktsiyakh samoletov, *V mire nerazrushayushchego kontrolya*, 2001, no. 4(14), pp. 194–204. (In Russ.)
3. Azarov N. T., Gromov M. S., Evdokimov Yu. I., Mikolaychuk Yu. A., Tsirg V. N. Kontrol' kompozitnykh agregatov samoleta TU-204 s primeneniem sovremennykh metodov i sredstv nerazrushayushchego kontrolya v ehkspluatatsii, *Civil Aviation High Technologies*, 2003, no. 60, pp. 59–74. (In Russ.)
4. Bogoyavlenskij 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.)

⁴ Рекомендательный циркуляр РЦ-25.571-1А «Оценка допустимости повреждений и усталостной прочности конструкций», утверждённый заместителем генерального директора ФГУП ЦАГИ, 2015.

Благодарности: авторы выражают благодарность в содействии по проведению работ по РК: ООО «Диагностика-М», ООО «НУЦ «Качество» и лаборатории ТД и НК ИАС «Авиакомпания «Ангара».

Acknowledgments: the authors express their gratitude for the assistance in carrying out work on the RT: Diagnostika-M, NUC "Kachestvo" and laboratory TD and NK IAS Angara Airlines.

Информация об авторах

Шустов Алексей Юрьевич, ведущий инженер, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, shustov@ncplg.ru

Миколайчук Юрий Александрович, начальник отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, mikol@ncplg.ru

Арепьев Константин Анатольевич, руководитель направления, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, aka@ncplg.ru

Authors information

Shustov Aleksey Yu., Leading Engineer, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, shustov@ncplg.ru

Mikolaychuk Yuriy A., Head of Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, mikol@ncplg.ru

Arepiev Konstantin A., Chief of Direction, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, aka@ncplg.ru

Статья поступила в редакцию 13.10.2023; одобрена после рецензирования 12.12.2023; принята к публикации 20.12.2023.

The article was submitted 13.10.2023; approved after reviewing 12.12.2023; accepted for publication 20.12.2023.

Обзорная статья

УДК 629.7.083:629.735.03

ИНФОРМАЦИОННАЯ ДОСТАТОЧНОСТЬ ДИАГНОСТИЧЕСКИХ ПРИЗНАКОВ ПРИ ОЦЕНКЕ СОСТОЯНИЯ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПО ПАРАМЕТРАМ ЧАСТИЦ ИЗНАШИВАНИЯ

В. Г. ДРОКОВ¹, В. В. ДРОКОВ¹, В. В. МУРЫЩЕНКО¹, А. В. БЛИНОВ², Ф. И. МУХУТДИНОВ²¹ НИИ прикладной физики Иркутского государственного университета, Иркутск, Россия² АО «ОДК-Авиадвигатель», Пермь, Россия

Аннотация. Действующая нормативная документация при диагностировании газотурбинных двигателей (ГТД) предусматривает отбор пробы масла из коробки приводов и измерение массовой доли металлических частиц изнашивания. Массовая доля является диагностическим признаком, позволяющая в отдельных случаях оценивать состояние ГТД с достоверностью порядка 90 %. Применение маслофильтров с тонкостью фильтрации 15–25 мкм в двигателях снизило равновесное содержание частиц изнашивания до уровня пределов обнаружения используемых методов. Повышение достоверности достигается при измерении параметров частиц, накапливаемых на основном маслофилт্রে. В качестве количественных диагностических признаков при анализе пробы смыва с маслофильтра (фильтроэлемента) для оценки состояния двигателя перспективным является использование элементного рейтинга и рейтинга «сложных» частиц изнашивания. В статье обсуждаются вопросы выбора диагностических признаков при оценке технического состояния ГТД по параметрам частиц изнашивания.

Ключевые слова: частица изнашивания, фильтроэлемент, маслофильтр, газотурбинный двигатель, достоверность диагностирования, атомно-эмиссионный анализ, рентгенофлуоресцентный анализ, эксплуатация авиационной техники

Для цитирования: Дроков В. Г., Дроков В. В., Мурыщенко В. В., Блинов А. В., Мухутдинов Ф. И. Информационная достаточность диагностических признаков при оценке состояния газотурбинных двигателей по параметрам частиц изнашивания // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 45. С. 21–31.

INFORMATION SUFFICIENCY OF DIAGNOSTIC SIGNS WHEN ASSESSING THE STATE OF GAS TURBINE ENGINES BY THE PARAMETERS OF WEAR PARTICLES

V. G. DROKOV¹, V. V. DROKOV¹, V. V. MURYSHCENKO¹, A. V. BLINOV², F. I. MUKHUTDINOV²¹ Applied Physics Institute of Irkutsk State University, Irkutsk, Russia² JSC “UEC-Aviadvigatel”, Perm', Russia

Abstract. The current regulatory documentation for gas turbine engine diagnostics provides for oil sampling from the gear box and mass fraction measurement. The mass fraction is a diagnostic sign that allows, in some cases, to assess the state of the gas turbine engine with a reliability of about 90 %. The use of oil filters with a filtration rate of 15–25 µm in modern engines has reduced the equilibrium content of wear particles to the level of the detection limits of the methods used. The increase in reliability is achieved when measuring the parameters of particles accumulated on the main oil filter. The issues of selection of diagnostic features when

assessing the technical condition of the gas turbine engine by the parameters of wear particles are discussed. The use of an element rating and a rating of “complex” wear particles is promising as quantitative diagnostic features in the analysis of a flush sample from an oil filter (filter element) to assess the state of the engine.

Keywords: wear particle, filter element, oil filter, gas turbine engine, reliability of diagnostics, atomic emission analysis, X-ray fluorescence analysis, operation of aircraft

For citation: Drovov V. G., Drovov V. V., Muryshchenko V. V., Blinov A. V., Mukhutdinov F. I. Information sufficiency of diagnostic signs when assessing the state of gas turbine engines by the parameters of wear particles, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 45, pp. 21–31. (In Russ.)

Введение

Традиционно оценка технического состояния узлов трения, омываемых смазочным маслом, при эксплуатации авиационной техники (авиационных двигателей) производится путём измерения величины массовой доли элементов в пробе масла. Согласно методике диагностирования, при отсутствии повреждений узлов трения массовая доля элементов не меняется с наработкой двигателя, а при возникновении и развитии повреждения содержание элементов, входящих в состав сплавов повреждённых деталей, возрастает [1–3]. При достижении наперёд определённого значения (порога) массовой доли принимается диагностическое решение о невозможности его дальнейшей эксплуатации [3].

Так, использование атомно-эмиссионного метода с подачей пробы масла в разряд вращающимся электродом при оценке повреждения среднего подшипника компрессора и подшипника турбины высокого давления (ТВД) двигателя АЛ-7Ф-1 позволило выявлять повреждение на ранней стадии развития, доводить двигатель до предотказного состояния и получить достоверность диагностирования 92 %. Была своевременно остановлена эксплуатация более 280 двигателей.

Долгое время задача оценки технического состояния подшипника 4½" двигателя J52P408 по результатам анализа пробы масла являлась неразрешимой. В среднем по этому подшипнику происходил один отказ в месяц. При использовании пробы смыва с маслофильтра достоверность выявления повреждения данного подшипника составила 95 %. Удалось выявить повреждения в 54 двигателях и не допустить наступления катастрофических последствий. Экономический эффект составил \$765 млн [4, 5].

Представленные примеры показывают, что в случае повторяющихся повреждений одних и тех же узлов возможно найти диагностический признак, позволяющий получать достоверные диагностические результаты. В первом случае таким признаком являлось повышенное содержание железа и меди, во втором – серебра.

С другой стороны, когда в двигателе могут повреждаться различные узлы, достоверность диагностики резко уменьшается. Опыт диагностирования, например, двигателей Д-30КП/КУ/КУ154 по результатам анализа пробы масла показывает достоверность на уровне всего около 7 %. При этом проба масла, слитая с коробки приводов (КП), отвечает чаще всего только за состояние узлов КП.

Маслофильтр улавливает от всех узлов двигателя частицы изнашивания, которые несут информацию о состоянии двигателя в целом. Однако информация о достоверности диагностирования по величине массовой доли частиц при анализе пробы смыва с маслофильтра в случаях повреждения различных узлов отсутствует. Можно допустить, что, как и в случаях с диагностированием Д-30КП/КУ/КУ154, достоверность окажется значительно ниже 95 %. Поэтому, кроме массовой доли при анализе пробы масла и смыва с маслофильтра, следовало бы найти и учитывать дополнительные диагностические признаки, позволяющие повысить достоверность оценки состояния названных двигателей.

Цель настоящей статьи – анализ и обобщение сведений по эффективности известных и рекомендации по использованию дополнительных диагностических признаков.

Диагностические признаки для выявления повреждений в ГТД по результатам анализа проб работающих масел

В работе [6] отмечается, что большинство повреждений узлов маслосистемы двигателя характеризуется четырьмя диагностическими признаками. В табл. 1 показана взаимосвязь между измеряемыми параметрами частиц изнашивания и характеристиками износного процесса [6].

Таблица 1

Параметры частиц для характеристики износных процессов

Параметры частиц изнашивания	Характеристика износного процесса			
	Величина износа	Скорость износа	Тип изнашивания	Местоположение
Массовая доля (содержание)	да	да	–	–
Размер	да	да	да	–
Морфология	да	–	да	да
Состав	–	–	–	да

Из табл. 1 следует, что наиболее эффективным параметром, позволяющим оценивать величину износа, его тип и скорость развития, является размер частиц. Оценим возможность использования параметра «размер частиц» для диагностирования авиационных ГТД. В работах [7, 8] сделан вывод, что частицы размером ≤ 15 мкм характеризуют нормальный износ, ≥ 15 мкм – повышенный. Однако это противоречит результатам исследований износных процессов зубчатых колёс и подшипников с помощью проточного датчика MetalScan, который в исправных агрегатах обнаруживал частицы размером ≥ 125 мкм [9, 10].

В частности, достаточно крупные частицы изнашивания обнаружены при разработке государственного стандартного образца (ГСО) СОЧПИ на основе частиц изнашивания, отобранных с исправных двигателей ПС-90А, в дальнейшем использовавшегося для проведения сравнительных испытаний [11]. В процессе разработки СОЧПИ с помощью микрорентгено-спектрального анализа выяснено, что диапазон размеров частиц в этих двигателях составлял от долей мкм до 150 мкм. Это свидетельствует о том, что ориентироваться при выявлении повреждения в ГТД только на размер частиц достаточно рискованно. В этом случае, согласно табл. 1, дополнительными диагностическими признаками могут быть величина массовой доли и морфология частиц.

В работах [12–14] приведены сведения по размерам и морфологии частиц, образовавшихся при различных типах износа (трение, резка, усталость при прокатке, комбинированная прокатка и скольжение).

Параметры частиц пяти типов износа указаны в табл. 2. При нормальном износе скольжения генерируются частицы пластинчатой формы, размером (0,5–15,0) мкм и толщиной (0,15–1,00) мкм. При резании выделяются частицы длиной (25–100) мкм и шириной (2–5) мкм.

Усталостный износ происходит при прерывистом трении качения (например, в подшипниках) с образованием «блочных» частиц изнашивания. Размер частиц составляет 10–100 мкм, а отношение между длиной и толщиной составляет 10:1.

Комбинированный износ качения и скольжения обычно происходит на поверхностях зубьев шестерён, а отношение диаметра к толщине частиц составляет от 4:1 до 10:1 в зависимости от эвольвентного профиля шестерни. При проявлении этого типа износа чаще встречаются частицы размером (500–700) мкм.

Тяжёлое скольжение происходит в паре трения с высокой нагрузкой и низкой скоростью движения деталей, в течение которого отделяются частицы >15 мкм с отношением диаметра к толщине 10:1 [14].

Таблица 2

Параметры частиц изнашивания в зависимости от типов износных процессов

Тип износа	Параметры частиц			
	Размер, мкм	Толщина, мкм	Соотношение	Морфология
Трение	0,5–15,0	0,15–1,00	3:1–10:1	Мелкая пластинчатая стружка
Резание	25–100	2–5	12:1–20:1	Стружка
Усталостный износ качения (подшипники)	10–100	1–10	10:1	Пластинчатые чешуйки; сферические частицы (до 5 мкм)
Комбинированный износ качение+трение (шестерни)			4:1–10:1	Сложная
Тяжёлое скольжение	>15		10:1	Притирания и ровные углы

Табл. 2 показывает, что диапазоны размеров частиц могут перекрываться между различными типами изнашивания. Возникает сложная задача определения типа изнашивания, исходя из размеров частиц. Более того, не всегда помогают и данные по морфологии для установления серьёзности повреждения. Так в [3] показано, что одним из диагностических признаков при феррографических исследованиях является обнаружение сферических частиц размером до 5 мкм, являющихся признаком процесса выкрашивания. Однако имелся случай, когда при комиссионных испытаниях двигателя Д-30КП обнаруживались металлические сферические частицы до 5 мкм, но по результатам разборки двигателя очагов выкрашивания обнаружено не было. Двигатель был отправлен в эксплуатацию и выработал назначенный ресурс. Таким образом, морфологические признаки не всегда помогают выявить повреждённый узел.

Из четырёх диагностических признаков (табл. 1) три (размер частиц, морфология, массовая доля) эффективны только тогда, когда превалирует один тип изнашивания. Зачастую при повреждении действуют одновременно несколько типов, и тогда сложно принять достоверное диагностическое решение, поскольку различные типы износа могут перекрываться между собой. Четвёртый признак (элементный состав частиц изнашивания) указывает, согласно [6], только на повреждённый узел и не служит признаком повышенного износа.

Вследствие сложных взаимодействий между наложением одного типа изнашивания на другой и морфологией задача принятия диагностического решения и числовой оценки износа остаётся открытой.

Эффективность оценки технического состояния ГТД по результатам анализа пробы масла из коробки приводов (КП) во многом определяется также тонкостью фильтрации основного

маслофильтра. В современных ГТД, использующих фильтры Pall тонкостью фильтрации 15 мкм¹, повреждения с помощью анализаторов Спектроскан и ПРИЗМА не обнаруживаются. Величину равновесного содержания металлической примеси в маслосистеме ГТД во многом определяют параметры маслофильтра [15]. Вопрос влияния тонкости фильтрации на величину массовой доли частиц износа в пробе масла недостаточно изучен и требует дальнейших исследований.

Таким образом, представленный материал свидетельствует о следующем.

- Использование в ГТД фильтроэлементов с тонкостью фильтрации 15 мкм снижает величину равновесного содержания массовой доли частиц изнашивания в пробе до уровня пределов обнаружения используемых методов. В данном случае величина массовой доли не может служить надёжным диагностическим признаком при оценке состояния двигателя.

- Ориентироваться при оценке технического состояния ГТД только на размер частиц проблематично, поскольку повреждение может возникать при размерах частиц порядка 15 мкм и отсутствовать при их размерах >150 мкм. Данный вопрос является дискуссионным и требует дальнейшего изучения.

- Одновременный учёт при измерении величин массовой доли, размеров частиц и морфологии может характеризоваться несколькими типами изнашивания, и потому сложно выявить его преобладающий тип.

- Должны быть найдены дополнительные диагностические признаки, характеризующие повышенный износ деталей и узлов ГТД по результатам анализа пробы масла.

Диагностические признаки при анализе смыва с маслофильтра/фильтроэлемента

При оценке технического состояния узлов трения ГТД по результатам анализа пробы масла в качестве диагностических признаков могут быть использованы абсолютные значения содержания элементов и размеров частиц изнашивания [1–3, 7].

Абсолютные параметры для пробы смыва с маслофильтра сложно использовать при диагностировании двигателей, поскольку они зависят от значительного числа факторов, которые трудно учесть в условиях эксплуатации: времени работы фильтра, условий эксплуатации, обеспечения единообразия приготовления пробы смыва, степени конечного разбавления пробы.

Ранее, при разработке технологии диагностирования авиационных ГТД по результатам сверхвысокочастотных (СВЧ) плазменных измерений замечено, что при нормальном типе изнашивания в масло вначале поступают одноэлементные частицы основных металлов (Fe, Cu, Al, Mg), по мере увеличения износа появляются «сложные» частицы изнашивания, состоящие из двух и более элементов типа: Fe-Cr, Fe-Ni, Al-Mg, Fe-Cr-Ni. Поэтому отношение количества «сложных» частиц к количеству «простых» частиц износа $V_{\text{общ}}$ является индикатором общего технического состояния ГТД – чем меньше его значение, тем лучше состояние трущихся поверхностей деталей двигателя и, наоборот, его увеличение свидетельствует о повышенном износе деталей двигателя. Кроме того, найдены дополнительные параметры, коррелирующие с техническим состоянием ГТД [16, 17]:

R_0 – доля количества зарегистрированных частиц конкретного элемента к общему количеству зарегистрированных частиц по всем элементам за экспозицию;

$R_{\text{сл}}$ – доля количества «сложных» частиц изнашивания определённого состава (например Cu-Ag, Fe-Cr-Ni) в общем количестве частиц изнашивания;

G – количество разных составов «сложных» частиц.

Доли количества «сложных» частиц $R_{\text{сл}}$ и R_0 в дальнейшем пересчитывались в рейтинг частиц определённого состава, приходящихся на 1000 частиц износа. Тем самым устранялось влияние времени накопления частиц на фильтре, степени разбавления пробы.

¹ Халиуллин В. Ф. Опыт работы ОАО «Авиадвигатель» по повышению эффективности систем трибодиагностики ГТД: Материалы межведомственного Совета по трибодиагностике. Москва, 19 марта 2014.

Очевидно, что ошибка определения рейтинга тем ниже, чем больше зарегистрировано частиц изнашивания. В пробах масла из двигателей, характеризующихся нормальным износом, количество частиц незначительно, порядка нескольких сотен, и ошибка определения рейтинга велика. В то время как в смывах с масляных фильтров количества частиц износа достаточно, чтобы ошибка определения рейтинга была минимальна. Опорные значения рейтинга частиц изнашивания, полученные из смывов с двигателей при нормальном износе, позволили получить статистическую картину износа узлов, другими словами, эталонную статистическую модель исправного ГТД [17].

При сравнении рейтинга по параметрам частиц анализируемого ГТД с соответствующим рейтингом эталонного следует обращать внимание как на увеличение рейтинга, так и на его уменьшение. Это связано с тем, что незначительное повышение рейтинга многих элементов может быть не замечено (т. к. будет укладываться в ошибку определения), но это обязательно приведёт к падению рейтинга какого-то определённого элемента. Таким образом, падение рейтинга определённого элемента косвенно свидетельствует об увеличении рейтинга других элементов.

В табл. 3 приведён фрагмент эталонной статистической модели по параметрам частиц изнашивания исправного двигателя ПС-90А, укомплектованного фильтроэлементом QA-07930 без диагностического слоя. Модель построена по результатам 77 анализов проб смывов с фильтроэлемента без учёта наработки двигателя. Обозначения в табл. 3: $\bar{X}$ – среднее значение параметра, σ – дисперсия, $\bar{X} + 2\sigma$ – граничное значение, особый контроль, $\bar{X} + 3\sigma$ – граничные значения, предельный уровень.

Таблица 3

Параметры частиц изнашивания в зависимости от типов износных процессов

Параметр	Состав	$\bar{X}$	$\bar{X} + 2\sigma$	$\bar{X} + 3\sigma$
$R_{сл}$	Mg-Fe	12,11	31,33	47,69
	Cr-Fe	10,22	27,59	42,69
	Cr-Mg	7,85	23,67	38,24
	Mg-Cu	7,62	19,36	29,26
	Cr-Ni-Fe	6,70	22,32	37,49
	Al-Mg	6,46	18,40	29,06
	Mg-Ag	6,36	20,87	34,83
	Cu-Ag	6,17	12,46	17,17
	Ni-Fe	5,09	18,29	31,61
	Al-Fe	3,70	10,56	16,69
	Fe-Cu	3,69	9,41	14,23
	Fe-Ag	3,50	9,21	14,11
	Mg-Cu-Ag	3,47	11,72	19,80
	Al-Cu	2,39	11,29	21,77

Окончание таблицы 3

Параметр	Состав	$\bar{X}$	$\bar{X} + 2\sigma$	$\bar{X} + 3\sigma$
R_0	Mg	250,14	528,35	741,50
	Cu	311,36	655,78	919,27
	Ni	40,40	79,07	107,54
	Fe	154,56	290,54	388,58
	Ag	126,50	306,35	454,22
	Cr	51,91	106,88	148,45
	Al	64,14	184,80	293,30
	V	1,05	5,17	10,12
$V_{\text{общ}}$		0,43	0,82	1,02
G		82,64	121,83	141,42

Очевидно, что для создания технологии диагностирования с использованием фильтроэлемента с диагностическим слоем необходимо для каждого слоя построить свою статистическую модель исправного ГТД. После этого провести сравнение по параметрам частиц изнашивания разработанных моделей с ранее полученной моделью для фильтроэлемента QA-07930 без диагностического слоя. В случае близости моделей, а в идеальном случае полного совпадения, для оценки технического состояния узлов трения ГТД можно будет воспользоваться одной моделью.

Результаты исследований при диагностировании ГТД, оснащённого фильтроэлементом с диагностическим слоем, приведены в [17]. Диагностический слой был разделён по высоте на верхнюю и нижнюю диагностические ленты. Для исследования параметров частиц, накапливаемых на ленте, для усиления эффекта преднамеренно был выбран интервал отбора проб (снятие лент) через (300 ± 50) ч. При очередном техническом обслуживании, при наработке ленты 300 ч, верхняя диагностическая лента снималась с фильтроэлемента и после обработки направлялась в лабораторию на анализ. Через 600 ч снималась нижняя диагностическая лента, а после $(900-1000)$ ч наработки снимался сам фильтр и анализировался смыв с фильтра.

При этом установлено, что представительным является первый смыв, по результатам анализа которого может приниматься диагностическое решение.

Результаты проведённых исследований показали отсутствие превышений параметров частиц изнашивания, смытых с диагностического слоя, относительно параметров частиц статистической модели (табл. 3). Это означает, что разработанная статистическая модель для фильтроэлемента без диагностического слоя применима и в случаях, когда в ГТД используется фильтроэлемент с диагностическим слоем.

Таким образом, из представленного материала следует:

- с применением анализаторов, позволяющих измерять количество частиц изнашивания и их элементный состав, оценка состояния ГТД может выполняться по величинам рейтингов;
- для диагностирования авиадвигателя ПС-90А, оснащённого фильтроэлементом QA-07930-01 с диагностическим слоем, возможно использование ранее разработанной статистической модели для фильтроэлемента QA-07930 без диагностического слоя.

Заключение

В результате проведённых исследований установлено следующее.

Величина равновесного значения массовой доли частиц изнашивания в исправном ГТД зависит от тонкости фильтрации основного маслофильтра фильтроэлемента. С уменьшением размеров ячеек маслофильтра равновесное содержание металла в маслосистеме уменьшается. Имеющиеся экспериментальные данные о влиянии тонкости фильтрации на величину массовой доли не полные и противоречивые. Следовательно, величина массовой доли не может служить надёжным диагностическим признаком при оценке состояния ГТД. В этой связи необходимо проведение дополнительных теоретических и экспериментальных исследований по изучению влияния типа изнашивания и тонкости фильтрации масла на величину массовой доли при анализе пробы масла, а также для выработки метрологических и конструктивных требований к диагностической аппаратуре.

Ориентироваться при оценке технического состояния двигателя только на размер частиц проблематично, поскольку по литературным сведениям повреждение может возникать при размерах частиц порядка 20 мкм и отсутствовать при размерах частиц >150 мкм. Данный вопрос относится к дискуссионным и требует дальнейшего изучения.

Перспективным направлением для повышения достоверности результатов диагностики является оценка состояния ГТД по параметрам частиц изнашивания, накопленных на фильтроэлементе (маслофильтре). Для современных двигателей существует система диагностического фильтра, включающего фильтроэлемент со съёмным диагностическим слоем. Съёмный слой позволяет несколько раз производить отбор пробы смыва через необходимые промежутки времени без замены фильтроэлемента.

При СВЧ плазменных измерениях эмпирическим путём найдено несколько новых диагностических признаков. Однако вопрос правильности оценки названных признаков и влияния их на достоверность диагностирования не рассматривался. В частности, в опубликованных работах не обсуждается природа образования «простых», одноэлементных частиц, которая может быть связана с механизмом взаимодействия изнашиваемых поверхностей, размером частиц, недостаточным пределом обнаружения СВЧ плазменного комплекса. Также отсутствуют сведения по интерпретации природы образования элементного состава «сложных» частиц, не соответствующих ни одному из типов сплавов, применяемых в конструкции двигателя. Для решения данных вопросов необходимо проведение экспериментальных исследований на искусственно приготовленных и реальных частицах изнашивания из маслосистемы ГТД.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Ямпольский В. И., Белоконов Н. И., Пилипосян Б. Н. Контроль и диагностирование гражданской авиационной техники. Москва: Транспорт, 1990. 182 с.
2. Пайкин А. Г., Сиротин Н. Н., Новиков А. С. Контроль и диагностирование технического состояния газотурбинных двигателей. Москва: Наука, 2007. 469 с.
3. Степанов В. А. Диагностика технического состояния узлов трения трансмиссии газотурбинных двигателей по параметрам продуктов износа в масле. Рыбинск: НПО Сатурн. Науч.-техн. совет ЦИАМ, 2002. 230 с.
4. Gary R. Humphrey. *Filter debris analysis by energy dispersive X-ray fluorescence applied to J52P408 engines*, 10 p. [Electronic resource], available at: http://www.gastopsusa.com/knowledge_center_documents/2/FDA_J52P408_2007_X-Ray.pdf (accessed 25.07.2023).

5. Toms A., Barret V. *Using filter analysis to identify component wear in industrial applications*. 2009, [Electronic resource], available at: http://www.testoil.com/downloads/Pdm_FDA_Paper.pdf (accessed 08.12.2023).
6. Weihong Shaoping Wang, M. Tomovic. Mechanical wear debris, detection, and diagnosis: a review, *Chinese Journal of Aeronautics*, 2018, vol. 31, issue 5, pp. 867–882.
7. Практическая диагностика авиационных газотурбинных двигателей / Под ред. В. П. Степаненко. Москва: Транспорт, 1985. 102 с.
8. Anderson D. P. *Wear particle atlas (revised)*, prepared for the Naval Air Engineering Center, Lakehurst, New Jersey 1991.
9. Dempsey P. J., Lewicki D. G., Decker H. J. *Investigation of gear and bearing fatigue damage using debris particle distributions: tech. rep.* National Aeronautics and Space Administration, Glenn Research Center, Cleveland, USA, 2004, 18 p.
10. Халиуллин В. Ф., Мухутдинов Ф. И. MetalScan в действии // Пермские авиационные двигатели. 2014. № 29. С. 48–49.
11. Богоявленский А. А. Вопросы обеспечения единства измерений при межведомственных испытаниях спектрометров для трибодиагностики ГТД // Научный вестник МГТУ ГА. 2015. № 219. С. 77–84.
12. Джонс М. Х., Массуди А. Р. Решение проблемы анализа больших частиц износа // Первая междунар. конф. «Энергодиагностика». Сб. трудов. Т. 1. Пленарные доклады. Москва: ИРЦ «Газпром», 1995. С. 84–102.
13. Делли Р. Д. Обзор феррографии и её применение при техническом обслуживании // Первая междунар. конф. «Энергодиагностика». Сб. трудов. Т. 3. Трибология. Москва: ИРЦ «Газпром», 1995. С. 120–152.
14. Roylance B., Raadnu S. The morphological attributes of wear particles – their role in identifying wear mechanisms, *Wear*, 1994, vol. 175, no. 1/2, pp. 115–121.
15. Дасковский М. И. Оценка влияния размеров ячеек фильтра на эффективность трибодиагностики // Научный вестник МГТУ ГА. 2010. Вып. 162. С. 176–180.
16. Способ диагностики состояния двигателей: пат. РФ № 2239172 / М. С. Гайдай, В. Г. Дроков, А. Д. Казмиров, Н. Н. Овчинин, Ю. Д. Скудаев // Бюлл. Изобр. 2004. № 30.
17. Дроков В. В., Дроков В. Г., Мурыщенко В. В., Мухутдинов Ф. И., Халиуллин В. Ф. Разработка технологии диагностирования авиадвигателей, оснащённых фильтроэлементом с диагностическим слоем // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2014. Т. 13. № 5-3(47). С. 212–218. [https://doi.org/10.18287/1998-6629-2014-0-5-3\(47\)-212-218](https://doi.org/10.18287/1998-6629-2014-0-5-3(47)-212-218)

References

1. Yampol'skij V. I., Belokon' N. I., Piliposyan B. N. *Kontrol' i diagnostirovanie grazhdanskoy aviatsonnoy tekhniki [Control and diagnosis of civil aviation equipment]*. Moscow, Transport Publ., 1990, 182 p. (In Russ.)
2. Pajkin A. G., Sirotin N. N., Novikov A. S. *Kontrol' i diagnostirovanie tekhnicheskogo sostoyaniya gazoturbinnnykh dvigatelej [Monitoring and diagnostics of the technical condition of gas turbine engines]*. Moscow, Nauka Publ., 2007, 469 p. (In Russ.)
3. Stepanov V. A. *Diagnostika tekhnicheskogo sostoyaniya uzlov treniya transmissii gazoturbinnnykh dvigatelej po parametram produktov iznosa v masle [Diagnostics of the technical condition of the friction units of the transmission of gas turbine engines by the parameters of wear products in oil]*. NPO Saturn. Nauchno-tekhn. Sovet TSIAM Publ., Rybinsk, 2002, 230 p. (In Russ.)
4. Gary R. Humphrey. *Filter debris analysis by energy dispersive X-ray fluorescence applied to J52P408 engines*, 10 p. [Electronic resource], available at: http://www.gastopsusa.com/knowledge_center_documents/2/FDA_J52P408_2007_X-Ray.pdf (accessed: 25.07.2023).
5. Toms A., Barret V. *Using filter analysis to identify component wear in industrial applications*. 2009. [Electronic resource], available at: http://www.testoil.com/downloads/Pdm_FDA_Paper.pdf (accessed 08.12.2023).

6. Weihong Shaoping Wang, M. Tomovic. Mechanical wear debris, detection, and diagnosis: a review, *Chinese Journal of Aeronautics*, 2018, vol. 31, issue 5, pp. 867–882.
7. Prakticheskaya diagnostika aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigatelej. Ed. V. P. Stepanenko. Moscow, Transport Publ., 1985, 102 p. (In Russ.)
8. Anderson D. P. *Wear particle atlas (revised)*, prepared for the Naval Air Engineering Center, Lakehurst, New Jersey 1991.
9. Dempsey P. J., Lewicki D. G., Decker H. J. *Investigation Of Gear And Bearing Fatigue Damage Using Debris Particle Distributions: tech. rep.* National Aeronautics and Space Administration, Glenn Research Center, Cleveland, USA, 2004, 18 p.
10. Khaliullin V. F., Mukhutdinov F. I. MetalScan v deistvii, *Permskie aviatsionnye dvigateli*, 2014, no. 29, pp. 48–49. (In Russ.)
11. Bogoyavlenskiy A. A. The issues of ensuring the uniformity of measurements when conducting the interagency testing spectrometers for tribodiagnostics GTE, *Civil Aviation High Technologies*, 2015, no. 219, pp. 77–84. (In Russ.)
12. Jones M. H., Massoudi A. R. Reshenie problemy analiza bol'shikh chastits iznosa [Solving the problem of analysis of large wear particles]. *First International Conference "Energy diagnostics". Collection of works. Vol. 1*, Moscow, IRC Gazprom Publ., 1995, pp. 84–102. (In Russ.)
13. Delli R. D. Obzor ferrografii i eyo primeneniye pri tekhnicheskoy obsluzhivani [Review of ferrography and its application in maintenance]. *First International Conference "Energy diagnostics". Collection of works. Vol. 3*, Moscow, 1995, IRC Gazprom Publ., pp. 120–152. (In Russ.)
14. Roylance B., Raadnui S. The morphological attributes of wear particles – their role in identifying wear mechanisms, *Wear*, 1994, vol. 175, no. 1/2, pp. 115–121.
15. Daskovskiy M. I. Estimation of the influence of the sizes of cells of filters on efficiency of tribodiagnostics, *Civil Aviation High Technologies*, 2010, no. 162, pp. 176–180. (In Russ.)
16. Gaidaj M. S., Drovkov V. G., Kazmirov A. D., Ovchinin N. N., Skudaev Yu. D. Patent RU no. 2239172, *Byull. Izobret.*, no. 30 (2004).
17. Drovkov V. G., Drovkov V. V., Muryshenko V. V., Mukhutdinov F. I., Khaliullin V. F. Development of the technology of diagnostics of turbo-jet aviation engines by a filtering element with a diagnostic layer, *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2014, vol. 13, no 5-3, pp. 212–218. (In Russ.).
[https://doi.org/10.18287/1998-6629-2014-0-5-3\(47\)-212-218](https://doi.org/10.18287/1998-6629-2014-0-5-3(47)-212-218)

Информация об авторах

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

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

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

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

Мухутдинов Фарит Ибраевич, начальник бригады специальных видов диагностики, АО «ОДК-Авиадвигатель», Пермь, Россия, muhutdinov@avid.ru

Authors information

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

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

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

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

Mukhutdinov Farit I., Head of the Team of Special Diagnostics, JSC “UEC-Aviadvigatel”, Perm', Russia, muhutdinov@avid.ru

Статья поступила в редакцию 19.10.2023; одобрена после рецензирования 07.12.2023; принята к публикации 15.12.2023.

The article was submitted 19.10.2023; approved after reviewing 07.12.2023; accepted for publication 15.12.2023.

Научная статья
УДК 629.735.064.53

ИССЛЕДОВАНИЕ ОТКАЗОБЕЗОПАСНОСТИ АВИАЦИОННЫХ ГЕНЕРАТОРОВ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ ЭНЕРГИИ ПО ЦЕПИ МЕХАНИЗМА РАСЦЕПЛЕНИЯ

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

¹ Обособленное конструкторское бюро Уфимского агрегатного производственного объединения,
Москва, Россия

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

Аннотация. При эксплуатации авиационной техники генераторы электроэнергии являются первичными источниками в системах электроснабжения и устанавливаются на коробку приводов маршевого авиадвигателя, где также находятся первичные источники пневмо- и гидроэнергии. В статье рассматриваются конструктивные схемы механизмов отключения генератора электроэнергии от привода с целью обеспечения безопасности полётов, приводятся их сравнение, преимущества и недостатки. При проектировании авиационных систем электроснабжения используется принцип безопасного отказа, который позволяет сохранить работоспособность системы при возникновении отказа в одном из агрегатов этой системы во время полёта воздушного судна (ВС). Данный принцип реализуется за счёт резервирования и дублирования цепей и каналов в системе. Замена отказавшего агрегата проводится специалистами группы технического обслуживания после посадки ВС. В электрической машине отказы можно разделить на электрические и механические. Электрические отказы устраняются блоком регулирования, защиты и управления путём отключения питания возбудителя генератора с электромагнитным возбуждением. Наиболее опасны механические отказы, которые, например, за счёт касания ротора о статор могут привести к пожару на ВС. В связи с этим проектированию защит от механических отказов уделяется особое внимание. Необходимость их установки определяется на основе анализа надёжности электрической машины. Статья подготовлена по результатам импортозамещения систем электроснабжения для самолётов RRJ-95NEW-100 и MC-21, проведённого АО «Уфимское агрегатное производственное объединение».

Ключевые слова: воздушное судно, самолёт, система электроснабжения, электрический генератор, электрическая машина, авиационный двигатель, эксплуатация авиационной техники, транспортные системы страны

Для цитирования: Мисютин Р. Ю., Мусин С. М., Кондрашов Д. А. Исследование отказобезопасности авиационных генераторов электрической энергии по цепи механизма расцепления // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 45. С. 32–40.

RESEARCH OF REFUSAL SAFETY OF AVIATION GENERATORS OF ELECTRIC ENERGY OF THE MECHANISM OF UNHOOKING

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

¹ Separate Design Bureau of the Ufa Aggregate Production Association, Moscow, Russia

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

Abstract. In systems of an electrical supply electric power generators are primary sources of the electric power and are established on a box of drives of a mid-flight aircraft engine on which primary sources pneumatic and hydraulic power are established also. In article constructive schemes of mechanisms of switching-off of the generator of the electric power from a drive for the purpose of safety of flights are considered, their comparison, advantages and lacks is given. At designing of aviation systems of an electrical supply the principle of safe refusal which allows to keep working capacity of system at refusal occurrence in one of units of this system during aircraft flight is used. The given principle is realized at the expense of reservation and duplication of chains and channels in system. Replacement of the refused unit is spent by special control services after aircraft landing. In the electric machine refusals can be divided as electric and mechanical. Electric refusals are eliminated by the block of regulation, protection and management by switching-off of a food of the activator of the generator with electromagnetic excitation. The most dangerous are mechanical refusals which, for example, at the expense of a rotor contact about cratop can lead to a fire on the aircraft. In this connection to designing of protection against mechanical refusals it is given particular attention. Necessity of their installation is defined on the basis of the analysis of reliability of the electric machine.

Keywords: aircraft, plane, power supply system, electric generator, electric machine, aircraft engine, operation of aircraft, transport systems of the country

For citation: Misyutin R. Yu., Musin S. M., Kondrashov D. A. Research of refusal safety of aviation generators of electric energy of the mechanism of unhooking, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 45, pp. 32–40. (In Russ.)

Введение

В системах электроснабжения ВС электрические генераторы являются первичными источниками электроэнергии. Такие генераторы приводятся во вращение непосредственно авиационным двигателем, например, на самолёте МС-21, или с использованием привода постоянных оборотов – на самолёте RRJ-95B [1]. В настоящее время перспективными считаются системы электроснабжения с приводом генераторов непосредственно от авиационных двигателей, так как привод постоянных оборотов имеет низкий КПД, малый ресурс, высокие эксплуатационные затраты.

Для работы в системах электроснабжения могут использоваться генераторы как с электромагнитным возбуждением с возбудителем и подвозбудителем, так и с возбуждением от постоянных магнитов. Предпочтение отдаётся генераторам с электромагнитным возбуждением, так как в генераторах с возбуждением от постоянных магнитов возникает сложность регулирования выходного напряжения. В генераторах с электромагнитным возбуждением выходное напряжение регулируется блоком, который выполняет ещё и функции управления и защиты генератора. При срабатывании защиты от повышения или понижения напряжения, токовой дифференциальной защиты происходит отключение питания возбудителя генератора и тем самым отключение генератора от электрической сети. Сложнее реализовать защиту от механических разрушений. Самое опасное последствие механических разрушений – значительное выделение тепла из-за соприкосновения вращающегося ротора с неподвижным статором, как правило, из-за разрушения подшипниковых узлов. Для исключения механических разрушений при возникновении неисправности необходимо разрывать механическую связь между ротором генератора и его приводом. Для этого в конструкции генератора предусматривается переходной вал или механизм отключения.

Постановка задачи

Для исключения при возникновении неисправности в генераторе электроэнергии его механических разрушений с выделением количества тепла, достаточного для воспламенения элементов конструкции авиадвигателя и мотогондолы, топлива, рабочих жидкостей и газов,

требуется разработать механизм отключения или переходной вал для разрыва механической связи между генератором электроэнергии с электромагнитным возбуждением на вращающихся диодах и приводом.

Механизм отключения должен отвечать следующим требованиям: простота и надёжность конструкции; минимальные масса и габариты; обеспечение необходимого ресурса работы.

Переходной вал должен разрывать механическую связь при превышении предельно допустимого крутящего момента привода генератора.

Методы решения

Для решения поставленной задачи применены теория механизмов и машин [2, 3], теория сопротивления материалов [4, 5], методы технического творчества, физическое (натурное) моделирование, теория надёжности.

Результаты исследования

Достижения в электронике в части производства силовых вращающихся диодов, которые можно установить в полый вал электрического генератора, позволяют улучшить его конструкцию по массе и габаритам, но с эксплуатационной точки зрения практически исключают применение калиброванного вала в качестве защиты; поэтому требуется установка механизма расцепления вала и ротора.

Ранее переходной вал проектировался так, чтобы при превышении предельно допустимого крутящего момента приводом генератора происходил срез материала переходного вала на участке с диаметром вала d (рис. 1). Таким образом, происходил разрыв механической связи между ротором генератора и его приводом. После этого переходной вал подлежал замене. Такой вал защищал генератор от превышения предельно допустимых крутящих моментов его привода.

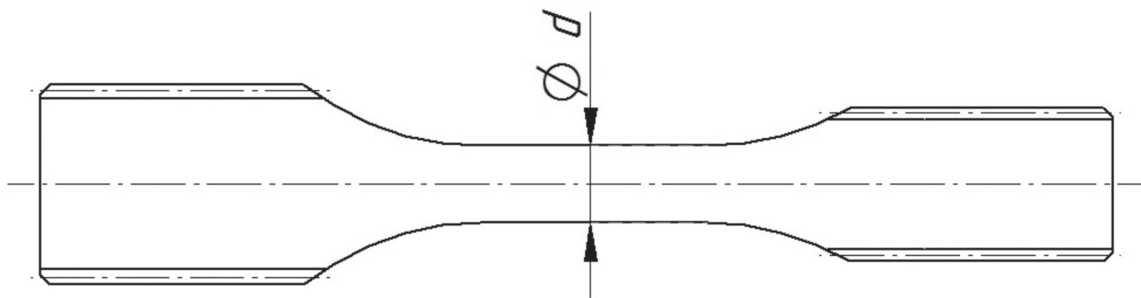


Рис. 1. Переходной вал генератора

Диаметр d вала определяется по формуле:

$$d_{\min} = \sqrt[3]{\frac{16W_k}{\pi}},$$

$$W_k = \frac{M_k}{[\tau]},$$

где $d_{\min}$ – минимальный диаметр вала для предельно допустимого крутящего момента; W_k – момент сопротивления при кручении; M_k – номинальный крутящий момент; $[\tau]$ – предел прочности (допустимое напряжение) при кручении.

Механизм отключения при подаче на него управляющего сигнала выводит вал ротора генератора из зацепления с валом привода, таким образом, происходит разрыв механической связи генератора и его привода. Также механизм отключения используется для защиты генератора от таких неисправностей, как разрушение подшипников, превышение предельно допустимой температуры, повышение или понижение давления в маслосистеме (для генераторов с жидкостным охлаждением). Основным узлом механизма отключения является электромагнит, который при подаче на него напряжения электропитания приводит в действие спусковой механизм. Спусковой механизм представляет собой пару «винт-гайка», которая преобразует поступательное движение во вращение. Существует несколько конструктивных схем реализации и размещения механизма отключения [6].

При конструкции привод-генератора, представленной на рис. 2, генератор проектируют с одним подшипником, второй опорой ротора является подшипник привода постоянных оборотов.

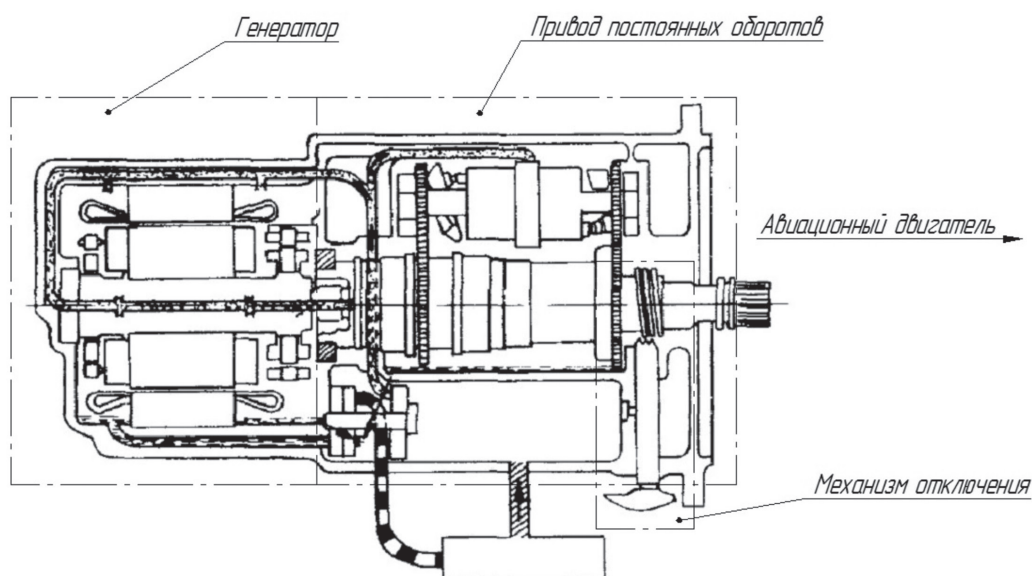


Рис. 2. Конструктивная схема интегрального привод-генератора

В интегральном привод-генераторе размещён датчик давления маслосистемы и датчик температуры масла. Генератор и привод постоянных оборотов образуют единый масляный контур. Возникновение механической неисправности в генераторе или приводе постоянных оборотов приводит к изменению давления масла в маслосистеме всего интегрального привод-генератора. Изменение давления отслеживается датчиком давления, который выдаёт соответствующий сигнал в блок управления генератором. Блок управления обрабатывает полученный сигнал и выдаёт соответствующую команду на механизм отключения. Датчик температуры масла используется для защиты привода и генератора от перегрева. При превышении предельно допустимой температуры информация с датчика температуры поступает в блок управления, преобразуется там и соответствующая команда передаётся на механизм отключения. Так как генератор и привод постоянных оборотов образуют единый механизм и параметры их работы взаимосвязаны, рационально при возникновении неисправности отключать весь интегральный привод-генератор, а не только генератор. Поэтому в такой конструкции механизм отключения размещают в приводе постоянных оборотов, что существенно упрощает конструкцию генератора.

В электрических генераторах механизм отключения размещают либо в стыковочной части корпуса генератора с коробкой приводов или авиационным двигателем, либо в конце корпуса генератора. Такие конструктивные схемы используются в генераторах с жидкостным и воздушным охлаждением, в которых принцип работы механизма отключения аналогичен работе

в интегральном привод-генераторе. На рис. 3 представлена конструктивная схема механизма отключения в стыковочной части корпуса генератора, который состоит из двух сцепленных зубцовых муфт, спускового механизма и электромагнита. Зубцовые муфты и спусковой механизм образуют пару «винт-гайка». При появлении сигнала на электромагните приводится в действие спусковой механизм, который расцепляет зубцовые муфты и тем самым разрывает механическую связь генератора и привода.

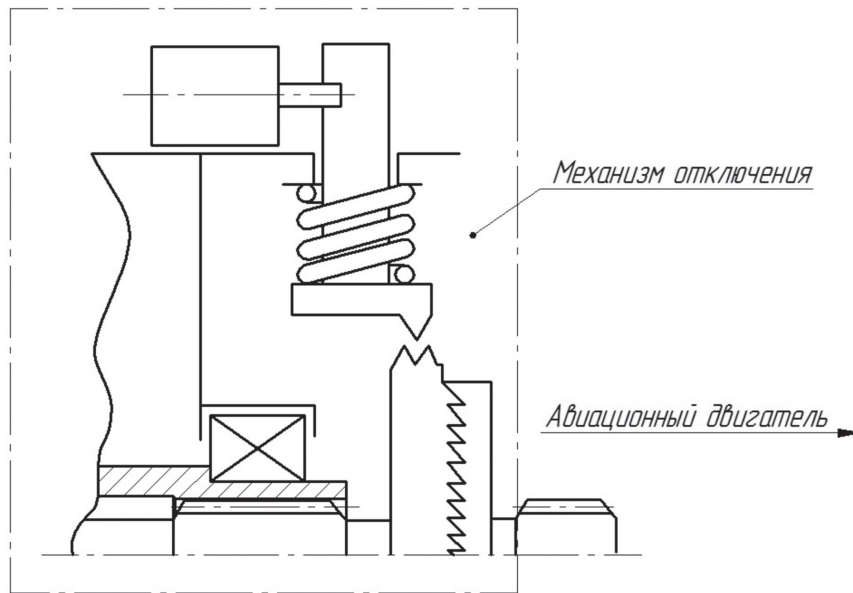


Рис. 3. Конструктивная схема механизма отключения в стыковочной части корпуса генератора

В таком механизме отключения в соединении зубцовых муфт при передаче момента возникает осевая сила $P_{ос}$:

$$P_{ос} = \frac{M_{kp}}{R_{cp}} \operatorname{tg}\left(\frac{\alpha}{2}\right),$$

где M_{kp} – крутящий момент; R_{cp} – радиус до среднего сечения зуба (радиус до средней точки на линии соприкосновения зуба); α – угол при вершине профиля зуба в среднем сечении.

При этом зубцовые муфты должны быть поджаты силой P_3 :

$$P_3 = nP_{ос},$$

где n – коэффициент запаса ($n=1,5\dots2,0$).

Зубья в таких муфтах практически работают на срез, и прочность их всецело определяется напряжениями смятия. Напряжения смятия на рабочих гранях зубьев являются суммой напряжений от окружной силы P и силы поджатия P_3 :

$$\sigma_{см} = \frac{P}{zL_T h} + \frac{P_3}{2zL_T h \operatorname{tg}(\alpha/2)},$$

где z – число зубьев; L_T – длина зуба; h – высота зуба.

Преимуществами данной конструктивной схемы являются компактность, возможность быстрого восстановления рабочего состояния механизма отключения после его срабатывания. К недостаткам можно отнести необходимость наличия подшипника для одной из зубцовых муфт, что определяет ресурс и надёжность механизма отключения.

На рис. 4 представлена конструктивная схема механизма отключения, размещённого в конце корпуса генератора. В данной конструктивной схеме присутствуют электромагнит, спусковой механизм и вал, который имеет шлицевое соединение одновременно с ротором генератора и валом привода. Вал и спусковой механизм образуют пару «винт-гайка». В качестве опоры вала механизма отключения используется его шлицевое соединение с ротором генератора и резьбовое соединение в паре «винт-гайка». При подаче управляющего сигнала на электромагнит срабатывает спусковой механизм, который за счёт пары «винт-гайка» выводит вал ротора генератора из зацепления с приводом. В такой конструкции вал механизма отключения размещается внутри полого вала ротора генератора. В высокооборотных генераторах с электромагнитным возбуждением вращающиеся выпрямители стараются размещать на оси вращения ротора с целью уменьшения действующих на них центробежных нагрузок, т. е. внутри полого вала ротора генератора. Наличие длинного вала механизма отключения внутри полого вала ротора генератора создаёт ограничения использования такого механизма отключения в высокооборотных генераторах, а также в генераторах с жидкостным охлаждением, где для распыления охлаждающей жидкости через ротор используют внутреннюю полость вала ротора. Рассматриваемая конструктивная схема требует большего времени для восстановления рабочего состояния по сравнению с рассмотренной выше.

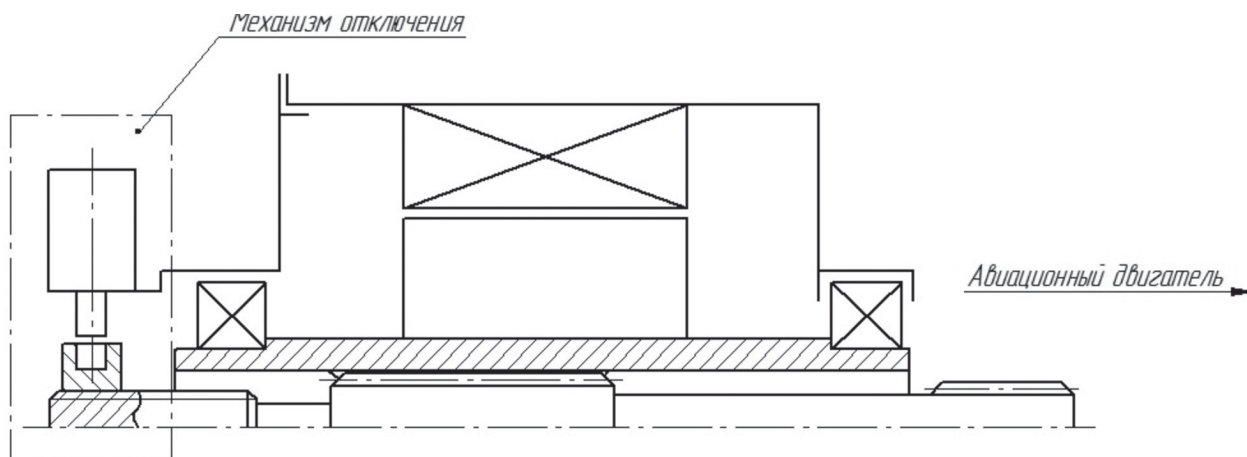


Рис. 4. Конструктивная схема механизма отключения в конце корпуса генератора

В генераторе ИПГ-40 (ГСП-30/40НЖЧ12И), предназначенном для импортозамещения зарубежного аналога – генератора типа Integrated Drive generator 1709214, установленного на самолёте SSJ-95B – применён механизм отключения в конце корпуса генератора на основе оригинальной пары «винт-гайка».

Расчёт вероятности функциональной опасности согласно [7–8], ФАП-21¹ нерасцепления генератора электроэнергии от коробки приводов Q_{OP} осуществим по вероятности безотказной работы механизма P_{OP} с последовательной организацией структурных элементов механизма за 50000 ч налёта следующим образом:

$$Q_{OP} = (1 - P_{OP}) = \left(1 - \prod_{i=1}^n P_i(t) \right),$$

где $P_i(t) = e^{-\lambda t}$ – вероятность безотказной работы одного структурного элемента; λ – интенсивность отказов i -го структурного элемента, $1/ч$; t – время, при расчёте принимается $t = 50000$ ч.

¹ Минтранс России. Федеральные авиационные правила. «Сертификация авиационной техники, организаций разработчиков и изготовителей. Часть 21». 2019. 83 с.

Конструктивная схема механизма отключения в стыковочной части корпуса генератора содержит восемь элементов, вероятность функциональной опасности для неё составляет $Q_{OP}=5,36 \cdot 10^{-28}$ на час полёта. Конструктивная схема механизма отключения в конце корпуса генератора содержит пять элементов, вероятность функциональной опасности для неё составляет $Q_{OP}=2,64 \cdot 10^{-30}$ на час полёта, что меньше на два порядка вероятности возникновения отказного состояния механизма отключения в стыковочной части корпуса генератора. Отказное состояние по конструктивной схеме механизма отключения в стыковочной части корпуса генератора возникает в результате отказа одного из восьми элементов, в то время как по схеме в конце корпуса генератора – из-за отказа одного из пяти элементов. Кроме того, механизм отключения по конструктивной схеме отключения в конце корпуса генератора ввиду отсутствия подшипника и торцевой зубчатой передачи имеет лучшие показатели долговечности (ресурс и срок службы) и безотказности по сравнению с механизмом в стыковочной части корпуса генератора.

Эксплуатационная технологичность по трудоёмкости [9] технического обслуживания генератора электроэнергии с механизмом отключения по конструктивной схеме отключения в конце корпуса на 40 % больше по сравнению с механизмом в стыковочной части корпуса в случае их срабатывания. Это связано с необходимостью замены штифтов среза на новые, в то время как по схеме механизма отключения в стыковочной части осуществляется взвод штока. Тем не менее, исходя из уровня надёжности, генераторы электроэнергии с механизмом отключения по конструктивной схеме отключения в конце корпуса генератора по уровню обеспечения безопасности полётов и затратам в эксплуатации эффективнее генераторов с механизмом отключения по конструктивной схеме отключения в стыковочной части корпуса генератора.

Заключение

Исследованы различные конструктивные схемы размещения механизма отключения генератора. Показано, что для защиты генератора электроэнергии и его приводов, установленных на авиационных двигателях самолетов RRJ-95NEW-100 и MC-21, по отказобезопасности предпочтительнее механизм отключения типа «винт-гайка».

По уровню обеспечения безопасности полётов система электроснабжения с системой генерирования переменного тока на основе генератора с механизмом отключения по конструктивной схеме в конце его корпуса лучше, чем с механизмом отключения по конструктивной схеме в стыковочной части корпуса.

В системе электроснабжения самолёта RRJ-95NEW-100 применён генератор переменного тока, вращающий диоды внутри вала ротора, с механизмом отключения по конструктивной схеме в конце его корпуса типа ИПГ-40 (ГСП-30/40НЖЧ12И), что позволило обеспечить импортозамещение ранее устанавливавшегося зарубежного аналога – генератора типа Integrated Drive generator 1709214.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Калий В. А., Мусин С. М. Система электроснабжения самолёта SSJ-New. Архитектура системы генерирования электроэнергии // Материалы XVI Всероссийской Мультиконференции по проблемам управления (МКПУ-2023). Т. 3. Волгоград: ВГТУ. С. 41–44.
2. Справочник по электрическим машинам / под общей ред. Копылова И. П., Клокова Б. К. В двух томах. Москва: Энергоатомиздат. 1989. Т. 1. 412 с. Т. 2. 516 с.

3. Поспелов Л. И. Конструкции авиационных электрических машин / Под ред. А. Ф. Федосеева. Москва: Энергоиздат, 1982. 320 с.
4. Бертинов А. И., Бут Д. А., Мизюрин Б. Л., Алиевский Б. Л., Синева Н. В. Специальные электрические машины. Москва: Энергоиздат, 1982. 552 с.
5. Орлов П. И. Основы конструирования. Кн. 2 / Под ред. П. Н. Учаева. 3-е изд. Москва: Машиностроение, 1988. 544 с.
6. Калий В. А., Резниченко А. В., Савченко М. С., Мусин С. М. Биротативный генератор для противообледенительной системы винтовентилятора. Уфа: УГАТУ, 2015. 100 с.
7. Мусин С. М., Калий В. А., Щупаков А. С., Храмов Н. Б. Идентификация функциональной опасности встречного включения генераторов системы электроснабжения переменного тока // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2021. № 36. С. 20–28.
8. Межгосударственный Авиационный Комитет. Авиационный Регистр. Квалификационные требования КТ-160G/14G. Условия эксплуатации и окружающей среды для бортового авиационного оборудования (внешние воздействующие факторы – ВВФ). Требования, нормы и методы испытаний. НИИАО. 2015. 99 с.
9. Мусин С. М., Калий В. А., Щупаков А. С., Мухин А. А. Эксплуатационная технологичность авиационных систем распределения электроэнергии // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2021. № 34. С. 25–38.

References

1. Musin S. M., Kalij V. A., Sistema ehlektrosnabzheniya samolyota SSJ-New. Arkhitektura sistemy generirovaniya ehlektroehnergii, *Materialy XVI Vserossiyskoi Mul'tikonferentsii po problemam upravleniya (MKPU-2023)*, vol. 3, Volgograd, VGTU Publ., pp. 41–44. (In Russ.)
2. Spravochnik po ehlektricheskim mashinam [Electric Machines Guide], in two volumes, eds. Kopylov A. D., Klovov B. K., Moscow, Ehnergoatomizdat Publ., 1989, vol. 1, 412 p., vol. 2, 516 p. (In Russ.)
3. Pospelov L. I. *Konstruktsii aviatsionnykh ehlektricheskikh mashin [Designs of aviation electric machines]*, ed. A. F. Fedoseev, Moscow, Ehnergoizdat Publ., 1982, 320 p. (In Russ.)
4. Bertinov A. I., But D. A., Mizjurin B. L., Alievskij B. L., Sineva N. V. *Spetsial'nye ehlektricheskie mashiny [Special electric machines]*, Moscow, Ehnergoizdat Publ., 1982, 552 p. (In Russ.)
5. Orlov P. I. *Osnovy konstruirovaniya. Kniga 2 [Design basics. Book 2]*, eds. P. N. Uchaev, Moscow, Mashinostroenie Publ., 1988, 544 p. (In Russ.)
6. Kalij V. A., Reznichenko A. V., Savchenko M. S., Musin S. M. *Birotativnyj generator dlya protivooledenitel'noj sistemy vintoventilyatora*, Ufa, UGATU Publ., 2015, 100 p. (In Russ.)
7. Musin S. M., Kalij V. A., Shchupakov A. S., Khramov N. B. Identification of the functional hazard of interconnecting the generators of the AC power supply system, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2021, no. 36, pp. 20–28. (In Russ.)
8. Interstate Aviation Committee. The Aviation Register. Qualifying requirements КТ-160G/14G. Scientific Research Institute of Avionics Publ., 2015, 99 p. (In Russ.)
9. Musin S. M., Kalij V. A., Shchupakov A. S., Mukhin A. A. Operational adaptability to manufacture of aviation systems of distribution of the electric power, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2021, no. 34, pp. 25–38. (In Russ.)

Информация об авторах

Мисютин Роман Юрьевич, кандидат технических наук, начальник конструкторского бюро, Обособленное конструкторское бюро Уфимского агрегатного производственного объединения, Москва, Россия, MisyutinRYu@tdhc.ru

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

Кондрашов Дмитрий Андреевич, начальник отдела электрических машин, Обособленное конструкторское бюро Уфимского агрегатного производственного объединения, Москва, Россия, KondrashovDA@tdhc.ru

Authors information

Misyutin Roman Yu., Candidate of Sciences (Engineering), Chief of Department, Separate Design Bureau of the Ufa Aggregate Production Association, Moscow, Russia, MisyutinRYu@tdhc.ru

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

Kondrashov Dmitriy A., Head of Department, Separate Design Bureau of the Ufa Aggregate Production Association, Moscow, Russia, KondrashovDA@tdhc.ru

Статья поступила в редакцию 17.10.2023; одобрена после рецензирования 15.12.2023; принята к публикации 25.12.2023.

The article was submitted 17.10.2023; approved after reviewing 15.12.2023; accepted for publication 25.12.2023.

Научная статья
УДК 543.42.08

ОПТИМИЗАЦИЯ УСЛОВИЙ ИЗМЕРЕНИЯ ЭЛЕМЕНТНОГО СОСТАВА ЧАСТИЦ ИЗНАШИВАНИЯ ПРИ ПРИМЕНЕНИИ СВЕРХВЫСОКОЧАСТОТНОГО ПЛАЗМЕННОГО АНАЛИЗАТОРА

В. Г. ДРОКОВ, В. В. ДРОКОВ, А. Д. КАЗМИРОВ, Е. Н. КАРАСЕВА, В. В. МУРЫЩЕНКО,
Ю. Д. СКУДАЕВ

НИИ прикладной физики Иркутского государственного университета, Иркутск, Россия

Аннотация. При проведении сверхвысокочастотных (СВЧ) плазменных измерений параметров металлических частиц изнашивания микронных размеров в пробах смазочных масел необходимо правильно определять элементный состав частиц. Эта информация позволяет определить не только повреждённый узел, но и уровень его повреждения. Определение элементного состава основано на совпадении фронтов (перекрывании контуров) импульсных сигналов на нескольких каналах регистрации. Разработан алгоритм расчёта, который позволяет определять (оценивать) элементный состав частиц по результатам СВЧ плазменных измерений с достаточной достоверностью. Описана методика проведения экспериментальных измерений на одноэлементных металлических частицах. Оценено влияние временных случайных совпадений фронтов на погрешность измерений. Показано, что при выбранных условиях измерений параметров частиц изнашивания СВЧ плазменным методом число достоверных измерений элементного состава частиц от общего их числа составляет $\approx 96\%$. Приведены сравнительные результаты СВЧ плазменных и микрорентгеноспектральных измерений металлических частиц микронных размеров.

Ключевые слова: СВЧ плазменный анализатор, импульсный сигнал, микрорентгеноспектральный метод анализа, элементный состав металлических частиц, проба масла, частицы изнашивания, эксплуатация авиационной техники

Для цитирования: Дроков В. Г., Дроков В. В., Казмиров А. Д., Карасева Е. Н., Мурыщенко В. В., Скудаев Ю. Д. Оптимизация условий измерения элементного состава частиц изнашивания при применении сверхвысокочастотного плазменного анализатора // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 45. С. 41–50.

OPTIMIZATION OF CONDITIONS FOR MEASURING THE ELEMENTAL COMPOSITION OF WEAR PARTICLES USING A MICROWAVE PLASMA ANALYZER

V. G. DROKOV, V. V. DROKOV, A. D. KAZMIROV, E. N. KARASEVA, V. V. MURYSHCHENKO,
YU. D. SKUDAEV

Applied Physics Institute of Irkutsk State University, Irkutsk, Russia

Abstract. When carrying out ultra-high frequency (microwave) plasma measurements of the parameters of micron-sized metal wear particles in lubricating oil samples, it is necessary to correctly determine the elemental composition of the particles. This information allows you to determine not only the damaged node, but also the level of its damage. Determination of the elemental composition is based on the coincidence of

the fronts (overlapping contours) of pulse signals on several recording channels. A calculation algorithm has been developed that allows one to determine (evaluate) the elemental composition of particles based on the results of microwave plasma measurements with sufficient reliability. A technique for carrying out experimental measurements on single-element metal particles is described. The influence of random temporal coincidences of fronts on the measurement error is assessed. It is shown that under the selected conditions for measuring the parameters of wear particles using the microwave plasma method, the number of reliable measurements of the elemental composition of particles from their total number is $\approx 96\%$. Comparative results of microwave plasma and micro-X-ray spectral measurements of micron-sized metal particles are presented.

Keywords: microwave plasma analyzer, impulse signal, micro-X-ray spectral analysis method, elemental composition of metal particles, oil sample, wear particles, operation of aircraft equipment

For citation: Drovov V. G., Drovov V. V., Kazmirov A. D., Karaseva E. N., Muryschenko V. V., Skudaev Yu. D. Optimization of conditions for measuring the elemental composition of wear particles using a microwave plasma analyzer, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 45, pp. 41–50. (In Russ.)

Введение

Для решения ряда научно-технических задач необходимы сведения об элементном составе металлических частиц, содержащихся в смазочных маслах и топливах при эксплуатации авиационной техники. Известным методом для измерения элементного состава металлических частиц микронных размеров является электронно-зондовый рентгеноспектральный микроанализ (ЭРСМА) [1–3], при котором состав частиц может быть определён для большей части элементов периодической системы Д. И. Менделеева, начиная с размеров частиц 1–2 мкм. Однако длительная процедура подготовки проб и анализа, высокая стоимость единичного определения и малая распространённость оборудования ограничивают применение ЭРСМА.

В работах [4, 5] предложен сцинтилляционный спектральный способ анализа для измерения параметров металлических частиц. Данный способ получил дальнейшее развитие в работах [6, 7], где использовался в минералогических и трибодиагностических целях.

Оптимизация измерений элементного состава частиц изнашивания СВЧ плазменным методом

СВЧ плазменный анализатор¹ – специализированный аналитический прибор [8], созданный для измерения параметров металлических частиц в различных специальных жидкостях для оценки технического состояния двигателей воздушного и наземного назначения.

Суть предлагаемого способа оптимизации при измерении элементного состава частиц изнашивания СВЧ плазменным (сцинтилляционным) методом заключается в следующем.

Предварительно отобранная и подготовленная для анализа проба масла (обработанная ультразвуковым диспергатором) набирается в специальный одноразовый шприц-дозатор. Масло из шприца в распылённом виде потоком транспортирующего газа вдувается в источник возбуждения спектров – СВЧ-плазмотрон циклонного типа [9].

При попадании в плазму капли масла сгорают, а металлические частицы мгновенно нагреваются и испаряются. Полученный атомный пар возбуждается, т. е. происходит вспышка

¹ В работах некоторых исследователей неверно упоминается связь атомно-эмиссионного сцинтилляционного спектрального метода анализа со свойствами сцинтилляторов, впервые исследованных Круксом. Из-за возникшей терминологической путаницы в работах иркутских исследователей по трибодиагностике сцинтилляционный метод называется атомно-эмиссионным СВЧ плазменным методом.

излучения (сцинтилляция, импульсный сигнал) от каждой испарившейся металлической частицы. Излучение атомного пара направляется в полихроматор, разлагается в спектр, выбранные спектральные линии с помощью фотоумножителей преобразуются в электрический сигнал и регистрируются. Количество регистрируемых спектральных линий (каналов) определяется типом полихроматора. В данном случае регистрировались линии Al, Cr, Cu, Fe, Mg, Ni, V.

Скорость подачи анализируемой пробы выбирается такой, чтобы вероятность попадания в плазму одновременно нескольких частиц микронных размеров была минимальна – в идеале частицы должны поступать по одной. В результате на выходе фотоумножителей образуется последовательность отдельных импульсов различных длительностей и амплитуд. Длительность импульса излучения частицы пропорциональна времени нахождения её в плазме и может составлять от 1 до 10 мс [8].

При измерениях элементного состава данным методом совпадение передних фронтов импульсных сигналов по времени на нескольких каналах (спектральных линий двух и более элементов) характеризует элементный состав частицы. То есть, чем больше частиц в пробе, тем выше вероятность случайного совпадения импульсов и, соответственно, недостоверного определения состава частицы, содержащей несколько элементов («сложной» частицы). Задача оптимизации заключалась в поиске временного интервала, обеспечивающего минимальное количество случайно совпадающих импульсных сигналов.

В работе [8] поставлен эксперимент по влиянию количества одноэлементных частиц железа и меди в искусственно приготовленной пробе масла на число случайных совпадений импульсов. Показано, что при массовой доле $C_{Fe} = 10$ г/т, $C_{Cu} = 5$ г/т и размерах частиц ≈ 5 мкм количество случайных совпадений импульсов от их общего числа $\leq 6,5$ %, соответственно количество ошибочно определённых составов частиц не превышало 6,5 % от общего их числа в анализируемой пробе. При этом вопрос о доле числа частиц с недостоверно измеренным элементным составом при увеличении количества определяемых элементов в одной частице не рассматривался.

Цель настоящей статьи заключается в изучении влияния величины временного сдвига передних фронтов сигналов на разных каналах и концентрации одноэлементных частиц, поступающих в СВЧ плазму, для получения минимального числа случайно совпадающих импульсов.

Алгоритм измерения элементного состава отдельных частиц

При СВЧ плазменных измерениях в течение экспозиции от каждого появившегося импульса на каждом канале записывается время появления, длительность и площадь импульса. По окончании экспозиции импульсы обрабатываются в порядке их появления.

Спектральная линия (соответствующий химический элемент) самого первого импульса с длительностью R обозначается как основа формируемого элементного состава частицы. Все последующие импульсы, зарегистрированные в других каналах (соответствующие другим химическим элементам), начавшиеся в течение интервала времени R (на общей для всех каналов шкале времени t), регистрируют элементы, входящие в ту же частицу. Следующий по появлению импульс, не попадающий в интервал R , считается самостоятельной частицей, определяемой по тому же принципу.

Назовём W интервал совпадения, при попадании в который фронта импульса любого канала соответствующий химический элемент считается содержащимся в той же частице. В общем случае $W = R$. Для более точного определения элементного состава частиц введём безразмерный коэффициент K , регулирующий интервал совпадения:

$$W = KR.$$

Таким образом, в случае, когда $K = 1$, все последующие импульсы, время появления которых было зарегистрировано в интервале R , будут входить в состав одной многоэлементной частицы

(рис. 1). На рис. 1 использованы следующие обозначения: U – величина (амплитуда) импульсного сигнала, R – интервал совпадения импульсов, равный W при $K=1$.

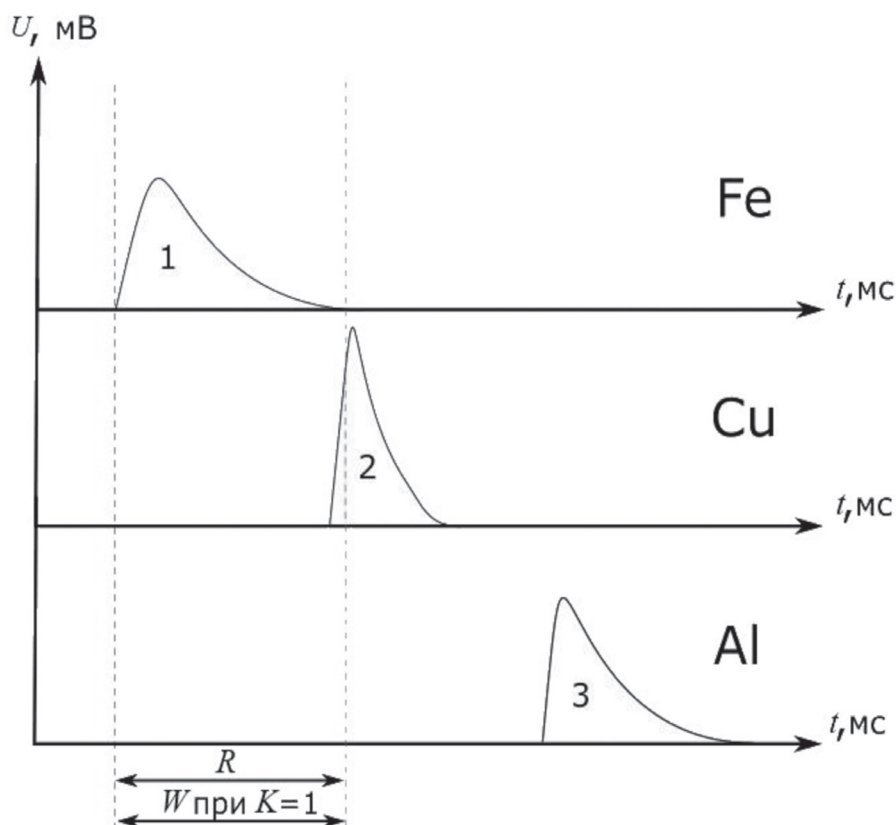


Рис. 1. Обработка импульсов частицы, состоящей из двух элементов

Для случая, показанного на рис. 1, будет зарегистрирована частица, состоящая из двух элементов Fe-Cu, и одноэлементная частица Al.

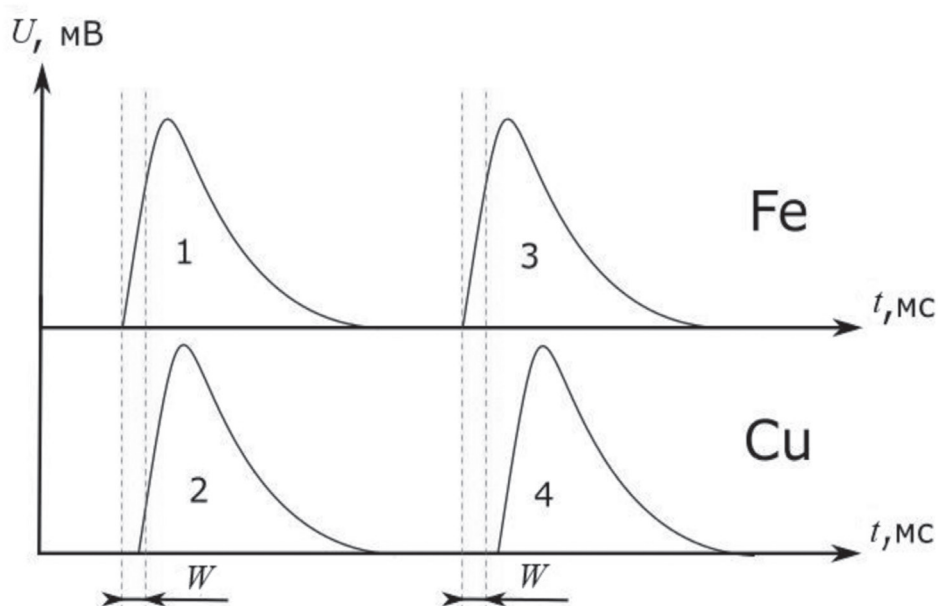


Рис. 2. Пример выделения двухкомпонентной частицы Fe-Cu (импульсы 1 и 2) и двух однокомпонентных частиц Fe и Cu (импульсы 3 и 4)

На рис. 2 представлен пример работы алгоритма выделения двухкомпонентной частицы Fe-Cu и однокомпонентных частиц Fe и Cu. На рис. 2 показано, что частица, состоящая из двух элементов, регистрируется, если фронт второго импульса (от другого канала) попадает в интервал времени W от начала первого импульса. При одинаковой ширине интервала W импульсы 1, 2 характеризуют частицу, состоящую из двух элементов Fe и Cu, а импульсы 3, 4 характеризуют одноэлементные частицы Fe и Cu. Регулируя интервал совпадения W , можно добиться минимального количества случайно совпадающих импульсов, тем самым существенно влияя на правильность определения элементного состава частицы при регистрации СВЧ плазменным методом в реальных частицах изнашивания.

Оценка влияния концентрации (числа частиц в навеске) и временного сдвига фронтов на число случайно совпадающих импульсов на нескольких каналах

Экспериментальные исследования проводились на искусственно приготовленных пробах на основе одноэлементных металлических порошков микронных размеров.

Смысл проведения экспериментов на одноэлементных порошках заключался в том, что если в пробе присутствуют в достаточно большом количестве одноэлементные «простые» частицы, то возникает ситуация, когда фронты импульсов от таких частиц могут случайно совпадать на разных каналах и идентифицироваться как частицы, состоящие из двух и более элементов («сложные» частицы). Задача состояла в снижении до минимума числа случайных совпадений импульсов при анализе проб с одноэлементными частицами.

Очевидно, что в случае оптимальной концентрации и оптимального сдвига фронтов при анализе одноэлементных частиц должно отсутствовать временное совпадение импульсов на двух и более каналах. Как указано выше, оптимальная концентрация частиц в пробе для заданной скорости подачи пробы масла – последовательное поступление в источник возбуждения спектров по одной частице.

При проведении экспериментальной части исследований скорость подачи пробы масла с одноэлементными частицами составляла 50 мкл/мин, количество зарегистрированных импульсов за экспозицию 10 мин не превышало 20000 см⁻³. Изменяя длительность интервала совпадения фронтов импульсов W , добивались минимизации количества совпадающих фронтов импульсов по всем каналам.

В реальных пробах соотношение между элементами в частицах изнашивания зависит от используемых сплавов. В эксперименте использовали Государственный стандартный образец (ГСО) СОЧПИ-4², приготовленный на реальных частицах изнашивания, отобранных из масло-системы двигателя. Для решения задачи определения оптимальной величины временного сдвига и снижения количества случайных совпадений необходимо также создание пробы-имитатора, состоящей из одноэлементных частиц, но повторяющей СОЧПИ-4 по количеству зарегистрированных импульсов.

Приготовление пробы «Имитация СОЧПИ-4» проводилось путём подбора навесок порошков оксидов элементов Al, Cr, Cu, Fe, Mg, Ni, V и добавления их в объём «чистого» масла МС-8П таким образом, чтобы количество регистрируемых импульсов в получившейся пробе-имитаторе соответствовало количеству импульсов в ГСО. Для экспериментов использовался класс чистоты оксидов ЧДА, диапазон размеров частиц 2–5 мкм.

Результаты СВЧ плазменного анализа СОЧПИ-4 и пробы «Имитация СОЧПИ-4» представлены в табл. 1.

² Свидетельство об утверждении типа стандартного образца (СО) № 6569. СО состава продуктов изнашивания авиационного газотурбинного двигателя (СОЧПИ ГТД СО УНИИМ). Регистрационный № ГСО 10696-2015.

Таблица 1

Сравнительные результаты СВЧ плазменного анализа оригинального СОЧПИ-4
и пробы «Имитация СОЧПИ-4»

СОЧПИ-4			«Имитация СОЧПИ-4»		
Элемент	$N, \text{см}^{-3}$	$N_{\text{пр}}, \text{см}^{-3}$	Элемент	$N, \text{см}^{-3}$	$N_{\text{пр}}, \text{см}^{-3}$
Al	265	140	Al	275	181
Cr	815	185	Cr	907	760
Ni	102	29	Ni	82	64
Mg	3089	453	Mg	2505	2151
Fe	1804	663	Fe	1872	1606
Cu	6915	4089	Cu	5865	5346
V	2	0	V	5	4
$\Sigma N, \text{см}^{-3}$		13760	$\Sigma N, \text{см}^{-3}$		11515
$\Sigma N_{\text{пр}}, \text{см}^{-3}$		5827	$\Sigma N_{\text{пр}}, \text{см}^{-3}$		10114
Кол-во составов «сложных» частиц		83	Кол-во составов «сложных» частиц		48
Кол-во «сложных» частиц		3028	Кол-во «сложных» частиц		665

В табл. 1:

$N, \text{см}^{-3}$ – количество зарегистрированных импульсов для данного элемента;

$\Sigma N, \text{см}^{-3}$ – суммарное количество зарегистрированных импульсов от всех частиц;

$\Sigma N_{\text{пр}}, \text{см}^{-3}$ – суммарное количество импульсов, зарегистрированных от одноэлементных «простых» частиц;

кол-во составов «сложных» частиц – число многоэлементных частиц одинакового состава;

кол-во «сложных» частиц – суммарное число многоэлементных частиц, состоящих из двух и более элементов.

Из табл. 1 следует, что различие в количестве зарегистрированных импульсов между СОЧПИ-4 и пробой «Имитация СОЧПИ-4» составляет $\leq 20\%$.

В соответствии с описанным ранее алгоритмом идентификации частицы, состоящей из двух и более элементов, меняли интервал совпадения фронтов импульсов W . Полученные результаты представлены в табл. 2.

Таблица 2

Количество зарегистрированных импульсов в пробах СОЧПИ-4 и «Имитация СОЧПИ-4»
для разных значений W

Параметр	Образец	Размер интервала от начала импульса, мкс				
		исходный	1000	500	300	100
Кол-во частиц, состоящих из двух и более элементов, см^{-3}	«Имитация СОЧПИ-4»	661	292	225	184	132
	СОЧПИ-4	2530	2493	2480	2469	2429

Окончание таблицы 2

Параметр	Образец	Размер интервала от начала импульса, мкс				
		исходный	1000	500	300	100
Кол-во частиц, состоящих из одного элемента, см ⁻³	«Имитация СОЧПИ-4»	10109	10871	11012	11098	11222
	СОЧПИ-4	5559	5766	5820	5892	6549
Кол-во составов частиц, состоящих из двух и более элементов	«Имитация СОЧПИ-4»	48	45	42	40	31
	СОЧПИ-4	83	87	85	83	74

Табл. 2 показывает, что количество частиц, состоящих из двух и более элементов в пробе «Имитация СОЧПИ-4», при уменьшении интервала от начала импульса до 100 мкс снизилось с 661 до 132 см⁻³, то есть приблизительно в 5 раз относительно исходного уровня. В пробе СОЧПИ-4 оно упало на 4 %. Количество одноэлементных частиц в обеих пробах изменилось одинаково – увеличилось приблизительно на тысячу. В СОЧПИ-4 импульсные сигналы в основном определяли частицу, состоящую из трёх и более элементов, в пробе-имитаторе – из двух. При интервале совпадения 100 мкс произошло закономерное уменьшение количества составов частиц, состоящих из двух и более элементов, особенно для пробы «Имитация СОЧПИ-4».

Таким образом, описанный приём идентификации частицы позволил более точно оценивать количество частиц, состоящих из нескольких элементов, уменьшив количество случайных совпадений приблизительно в 5 раз.

Верификация полученных результатов

Оценка правильности измерения состава металлических частиц СВЧ плазменным методом производилась сравнением с результатами, полученными методом ЭРСМА с применением энергодисперсионного спектрометра EX-84055MU (Jeol Ltd., Япония).

Для проведения измерений металлические частицы были выделены из пробы масла авиационного двигателя с повреждением аналогично способу, описанному в [3].

Пробу масла отстаивали в течение 10 ч. Полученный осадок со дна ёмкости отбирали пипеткой, переносили в химический стакан и заливали раствором нефраса объёмом ≈50 мл. Химический стакан помещали в лабораторную ультразвуковую ванну «Сапфир 2,8 ТТЦ РМД» и подвергали обработке с частотой 35 кГц в течение 20 мин, после чего стакан вынимали и оставляли до выпадения осадка.

После полного осаждения частиц нефрас сливался из стакана. Для удаления остатков нефраса частицы промывались в ацетоне, а для удаления следов ацетона – в этиловом спирте.

Из суспензии частиц в спирте были подготовлены пробы для ЭРСМА путём отпечатка углеродного скотча на сухом пятне. Для этого капля суспензии частиц в спирте объёмом 3 мкл помещалась на предметное стекло, спирт высушивался до образования сухого пятна, затем углеродным скотчем производился однократный отпечаток по его поверхности. Подготовленная таким образом мишень сканировалась сфокусированным электронным пучком микроанализатора.

При ЭРСМА из общего числа частиц, поступивших на исследование (наклеенных на скотч), по изображениям в обратно рассеянных и вторичных электронах выбирали все типы металлических частиц. Количество проанализированных частиц ограничено размером навески и временем изучения объекта на микроанализаторе JEOL8200 (Jeol Ltd., Япония).

Результаты, полученные методом ЭРСМА и на СВЧ плазменном анализаторе, приведены в табл. 3.

Таблица 3

Результаты определения элементного состава при СВЧ плазменных и ЭРСМА измерениях.

Элементный состав частиц	Количество частиц, измеренных	Размер интервала от начала импульса, мкс
	методом ЭРСМА	СВЧ плазменным анализатором
Ni-Cu	11	962
Cr-Ni-Fe-Cu	7	4
Fe-Ni-Cu	3	24
Cr-Fe-Ni	1	21
Al-Ni	1	8
Cr-Cu	1	13
Fe-Cu	1	4
Cr-Fe-Cu	2	57
Al-Mg-Fe-Cu	2	2
Al-Mg-Ni-Cu	2	2
Al-Fe-Mg-Ni-Cu	1	1
Cr-Fe	1	38

Составы частиц, измеренные ЭРСМА, совпадают с составами, полученными при СВЧ плазменных измерениях. При этом по разнообразию составов частиц СВЧ плазменный метод даёт значительно больше информации, как по элементному составу, так и по количеству частиц. Это объясняется различием в используемых аналитических навесках для каждого из методов по массе более чем в 30 раз.

Этим же объясняется и непропорциональное различие в количестве измеренных частиц для каждого элементного состава обоими методами.

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

Заключение

Авторами предложен алгоритм расчёта элементного состава частиц изнашивания по результатам СВЧ плазменных измерений, позволяющий добиться максимальной достоверности. Описана методика проведения экспериментальных измерений на одноэлементных металлических частицах.

Показано, что при использовании найденных с помощью представленного алгоритма условиях измерений число достоверных измерений элементного состава от общего числа частиц составляет $\approx 96\%$.

Представлены сравнительные результаты микрорентгеноспектральных и СВЧ плазменных измерений в пробе, отобранной в процессе эксплуатации авиационной техники из масло-системы авиационного двигателя с повреждением. Сравнение данных измерений показывает,

что чувствительность СВЧ плазменного метода позволяет при измерениях параметров частиц, выделенных из смазочного масла, получать сопоставимые результаты по элементному составу с микрорентгеноспектральным методом.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Количественный электронно-зондовый микроанализ / Под ред. В. Скотта, Г. Лава. Перевод с англ. Москва: Мир, 1986. 352 с.
2. Павлова Л. А. Электронно-зондовый анализ и его применение. Международный издательский дом LAP, 2014. 294 с.
3. Дроков В. Г., Дроков В. В., Мурыщенко В. В., Павлова Л. А., Скудаев Ю. Д. Результаты микро-рентгеноспектральных измерений состава частиц изнашивания в системе смазки авиационных газотурбинных двигателей // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2020. № 33. С. 19–29.
4. Binek B. Szintillations spectroanalysator fur Aerosolteilchen, *Staub*, 1961, no. 6, pp. 184–185. (In German)
5. G. Lorenz, US Patent no. 3825345 (23 July 1974).
6. Способ определения минеральных форм и гранулометрического состава частиц минералов благородных металлов в порошковых пробах руд: пат. RU № 2057324 / Е. Б. Агеев, В. Г. Дроков, М. Р. Лифлянд, В. Н. Морозов, М. В. Тупицын, Г. А. Феофилактов // Изобретения (заявки и патенты). 1996. № 21.
7. Способ определения параметров простых и сложных частиц износа в маслосистеме двигателя: пат. RU № 2275618 / М. С. Гайдай, В. Г. Дроков, М. Л. Кузменко, Г. П. Матвеев, Н. Н. Овчинин, Ю. Д. Скудаев, В. В. Червонюк // Изобретения. Полезные модели. 2006. № 12.
8. Иноземцев А. А., Дроков В. Г., Дроков В. В. Состояние, перспективы развития спектральной трибодиагностики авиационных газотурбинных двигателей. Часть 3. Сцинтилляционный атомно-эмиссионный способ измерения параметров металлических частиц в пробах авиационных масел // Контроль. Диагностика. 2011. № 6(156). С. 17–26.
9. СВЧ-плазмотрон циклонного типа: пат. RU № 2082284 / В. Г. Дроков, А. Д. Казмиров, А. Б. Алхимов // Изобретения (заявки и патенты). 1997. № 21.
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.

References

1. *Quantitative Electron-probe Microanalysis*, eds V. Skott, G. Lav. Moscow, Mir Publ., 1986, 352 p. (In Russ.)
2. Pavlova L. A. *Ehlektronno-zondovyy analiz i ego primeneniye [Electron probe analysis and its application]*. LAP Publ., 2014, 294 p. (In Russ.)
3. Drovov V. G., Drovov V. V., Muryshchenko V. V., Pavlova L. A., Skudaev Yu. D. Results of micro-rntgen-spectral measurements of the wear particle composition in the lubrication system of aircraft gas turbine engines, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2020, no. 33, pp. 19–29. (In Russ.)
4. Binek B. Szintillations spectroanalysator fur Aerosolteilchen, *Staub*, 1961, no. 6, pp.184–185. (In German)
5. G. Lorenz, US Patent no. 3825345 (23 July 1974).

6. Ageenko E. B., Drokov V. G., Lifjand M. R., Morozov V. N., Tupicyn M. V., Feofilaktov G. A. Patent RU no. 2057324, *Izobretenia (Zayavki i patenty)*, no. 21 (1996).
7. Gajdaj M. S., Drokov V. G., Kuzmenko M. L., Matveenkov G. P., Ovchinin N. N., Skudaev Ju. D., Chervonjuk V. V. Patent RU no. 2275618, *Inventions. Utility models*, no. 12 (2006).
8. Inozemtsev A. A., Drokov V. G., Drokov V. V. Current Status and Perspectives of Development of the Turbo-Jet Aviation Engines Spectral Tribodiagnostics. Part 3, *Testing. Diagnostics*, 2011, no. 6(156), pp. 17–26. (In Russ.)
9. Drokov V. G., Kazmirov A. D., Alkhimov A. B. Patent RU no. 2082284. *Izobretenia (Zayavki i patenty)*, no. 21 (1997).
10. Bogoyavlensky A. A., Ermolaeva O. L. Metrological support of non-destructive testing and diagnostics of aviation equipment, *Civil Aviation High Technologies*, 2012, no. 175(1), pp. 154–157. (In Russ.)

Информация об авторах

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

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

Казмиров Александр Дмитриевич, кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник, НИИ прикладной физики Иркутского государственного университета, Иркутск, Россия, spectrosib@gmail.com

Карасева Екатерина Николаевна, инженер, НИИ прикладной физики Иркутского государственного университета, Иркутск, Россия, spectrosib@gmail.com

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

Скудаев Юрий Дмитриевич, кандидат химических наук, старший научный сотрудник, НИИ прикладной физики Иркутского Государственного университета, Иркутск, Россия, spectrosib@gmail.com

Authors information

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

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

Kazmirov Alexander D., Candidate of Sciences (Physics and Mathematics), Senior Researcher, Applied Physics Institute of Irkutsk State University, Irkutsk, Russia, spectrosib@gmail.com

Karaseva Ekaterina N., Engineer, Applied Physics Institute of Irkutsk State University, Irkutsk, Russia, spectrosib@gmail.com

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

Skudaev Yuri D., Candidate of Sciences (Chemistry), Senior Researcher, Applied Physics Institute of Irkutsk State University, Irkutsk, Russia, spectrosib@gmail.com

Статья поступила в редакцию 25.07.2023; одобрена после рецензирования 26.12.2023; принята к публикации 11.01.2024.

The article was submitted 25.07.2023; approved after reviewing 26.12.2023; accepted for publication 11.01.2024.

Научная статья
УДК 629.735.083:621.647

К ВОПРОСУ ПРИМЕНЕНИЯ МОЕК ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ ПРИ ТЕХНИЧЕСКОМ ОБСЛУЖИВАНИИ САМОЛЁТОВ АН-24, АН-26

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

А. В. СМЕРНОВ, Т. В. СУББОТИНА

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. В настоящее время в авиапредприятиях гражданской авиации эксплуатируется более 100 самолётов Ан-24, Ан-26. Согласно эксплуатационной документации для мойки самолётов Ан-24, Ан-26 следует использовать моечные машины ММ ЗИЛ-130, поддерживающие давление до 2452 кПа. Машины данной модификации уже более 20 лет не выпускаются, а оставшиеся в эксплуатации морально устарели. Взамен них оптимальным при мойке самолёта является использование моек высокого давления. Воздействие напорной струи жидкости высокого давления на тонкостенные обшивки планера самолёта, длительное время эксплуатировавшегося в различных климатических зонах и на грунтовых аэродромах, может привести к потере устойчивости обшивки, её деформации, нарушению заклёпочного соединения. Сочетание многих факторов данного процесса не позволило выполнить теоретическое обоснование на этапе начала применения новых моек. В статье проводится анализ значений создаваемого давления нескольких унифицированных моек высокого давления для теоретического обоснования влияния высоконапорной струи жидкости на несущую способность ячейки тонкостенной обшивки планера самолёта в пределах её упругой деформации для разработки технологии удаления загрязнений обшивки планера самолёта.

Ключевые слова: гражданская авиация, воздушное судно, самолёт Ан-24, самолёт Ан-26, техническое обслуживание, авиационные инциденты, безопасность полётов, планер, мойка высокого давления, очистка, коррозия, мойка воздушного судна, эксплуатация авиационной техники

Для цитирования: Смирнов А. В., Субботина Т. В. К вопросу применения моек высокого давления при техническом обслуживании самолётов Ан-24, Ан-26 // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 45. С. 51–60.

TO THE ISSUE OF THE USING OF THE HIGH-PRESSURE WASHERS IN THE MAINTENANCE OF AN-24, AN-26 AIRCRAFT

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

A. V. SMIRNOV, T. V. SUBBOTINA

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

Abstract. Currently, Civil aviation enterprises have more than 100 aircrafts type of AN-24 and AN-26 in operation. Washing machines of MM ZIL-130 with pressure up to 2452 kPa have to be used for washing

aircrafts type of AN-24 and AN-26 in accordance with operational documentation. This modification of washing machines has not been produced more than 20 years, and remaining ones in operation became outdated. Using of the high-pressure washers is optimal for washing aircraft. The impact of the high-pressure fluid jet on the thin-walled skin of aircraft unit (for example: fuselage; control surfaces; fairings, which have been operated for a long time in different climatic zones and on unpaved airfields) can caused a buckling failure of fuselage skin, its deformation and deterioration of riveted joint. The combination of many factors of this process did not allow to do the theoretical justification at the stage of the beginning using the new aircraft washers. The article contains analyses the values of the generated pressure by several unified high-pressure washers for theoretical substantiation the impact of the high-pressure fluid jet to the cell strength of the thin-walled airframe skin within the elastic deformation for development of the technology removing of contamination of the airframe skin.

Keywords: civil aviation, aircraft, AN-24 aircraft, AN-26 aircraft, maintenance, aviation incidents, flight safety, airframe, high-pressure washer, clearing, corrosion, aircraft washing, aircraft operating

For citation: Smirnov A. V., Subbotina T. V. To the issue of the using of the high-pressure washers in the maintenance of An-24, An-26 aircraft, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 45, pp. 51–60. (In Russ.)

Введение

Эксплуатация самолётов типа Ан-24, Ан-26 в разных климатических зонах и на грунтовых аэродромах приводит к загрязнению элементов планера, особенно швов и стыков, и, как следствие, к удержанию в них влаги и солей, что впоследствии ведёт к образованию коррозии. На рис. 1, рис. 2, рис. 3 показаны характерные эксплуатационные загрязнения зоны стыков верхней и нижней частей фюзеляжа.



Рис. 1. Загрязнение стыка обшивок фюзеляжа самолёта Ан-26



Рис. 2. Загрязнение обшивки нижней части планера самолёта Ан-26

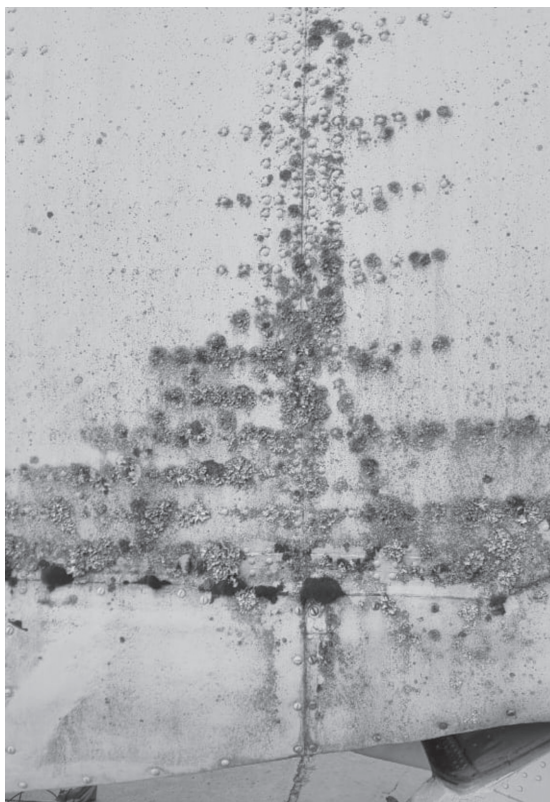


Рис. 3. Загрязнение хвостовых элементов обшивки фюзеляжа самолёта Ан-26

Регламент технического обслуживания (РО) [1] является основным документом, определяющим объём и периодичность выполнения работ по техническому обслуживанию (ТО) самолётов Ан-24, Ан-26, своевременное и качественное выполнение которых обеспечивает требуемый уровень эксплуатационной надёжности и готовности самолёта к полётам. Мойка самолётов также входит в перечень этих работ.

Мойка, кроме обеспечения хорошего внешнего вида, способствует:

- сохранению аэродинамических характеристик, так как шероховатость поверхности планера из-за его загрязнения увеличивает лобовое сопротивление [2], снижает топливную эффективность;
- улучшению контроля зарождающейся коррозии и поиску скрытых дефектов на поверхности обшивки планера;
- снижению воздействия агрессивных веществ в загрязнении на наружной поверхности планера.

Все работы на самолётах выполняются в соответствии с технологическими картами Технологических указаний [3, 4], в которые включены и дополнительные работы на основании опыта эксплуатации и ремонта Ан-24, Ан-26.

Работы по всем видам ТО должны выполняться с использованием исправного наземного оборудования, в том числе и для мойки самолётов.

Постановка задачи

Мойка элементов конструкции ВС в процессе эксплуатации высоконапорными струями жидкости может являться дополнительным фактором, повреждающим силовую конструкцию, поэтому разработка мер безопасного применения моек высокого давления имеет актуальное значение.

В таблице приведены несколько моделей моек и значений создаваемого ими давления.

Модель мойки высокого давления	Создаваемое давление	
	бар	кПа
Посейдон D12-220-15-L-Gun	220	22000
Magnus АД-22А	165	16500
ELITECH M 1800РБК	140	14000
ИНТЕРСКОЛ AM-150/2000	150	15000
Gigant Professional MD20N GMD-20N	165	16500
ЗУБР Профессионал АД-П200	200	20000
Кратон HPWA-2500	130	13000
ЭНЕРГОПРОМ МВД-2200 PRO	175	17500
Энергомаш ГАРАНТ МВД1-1900	135	13500

По указанным производителями характеристикам не представляется возможным рассчитать давление, которое будет воздействовать на поверхность и отвечать требованиям [3].

Воздействие неконтролируемой сосредоточенной струи жидкости на части планера самолёта, такие как обшивка фюзеляжа, носки лобовых поверхностей, обшивка рулевых поверхностей, обтекателей может привести к потере их устойчивости или возникновению повреждений заклёпочных соединений.

Учитывая, что современные мойки построены по единому принципу работы и в большинстве своём не имеют регулирующего устройства давления, регулировку можно осуществлять только за счёт выбора параметров сопла и удаления его от поверхности, однако производители не приводят табличные характеристики зависимости давления от параметров сопла и удаления от объекта.

Целью исследования является определение воздействия высоконапорной турбулентной струи жидкости на ячейку тонкостенной обшивки планера самолёта (далее – ячейка) для разработки технологических указаний по применению моек высокого давления.

Метод исследования

Для расчёта допустимого воздействия на поверхность высокоскоростной турбулентной струи жидкости, исключающей повреждения конструкции, принята схема воздействия на ячейку пластины размером 250×200 мм, толщиной 1,2 мм, закреплённую на силовых элементах по периметру заклёпками.

При равномерно распределённой нагрузке $P_a = 0,95$ кПа по всей поверхности ячейки она не теряет устойчивости. В расчёте, приведённом далее, за базовый параметр принята нагрузка $P_a = 0,95$ кПа. Для других исходных данных, таких как толщина пластины, размер ячейки, способ её закрепления, а также диаметр сопла, начальное давление жидкости P_0 , приведённая далее схема расчёта позволяет установить оптимальное расстояние от сопла до омываемой поверхности, исключающее превышение допустимой нагрузки.

Расчёт из условия [5, 6] показывает, что полное количество движения секундной массы жидкости во всех сечениях струи должно оставаться одним и тем же:

$$\int_0^s \rho V^2 ds = \text{const},$$

где ρ – плотность жидкости (кг/м^3); V – скорость струи, обратно пропорциональная расстоянию от полюса струи (м/с); ds – площадь элемента сечения струи (м^2).

Для свободной турбулентной струи осесимметричного сечения, в соответствии с [5] определяем её параметры.

Полюс струи – точка пересечения линий контура струи на расстоянии X_0 до сопла:

$$X_0 = \frac{0,29}{a_0} R_0,$$

где R_0 – радиус сопла (мм); a_0 – безразмерный коэффициент турбулентности струи, для дозвукового течения струи $a_0 = 0,75$ [5].

Начальный участок струи – расстояние от сопла, на котором осевая скорость струи равна скорости истечения из сопла:

$$X_H = \frac{0,67}{a_0} R_0.$$

Угол раскрытия струи вычисляется через коэффициент турбулентности:

$$\text{tg} \alpha = 3,4 a_0;$$

при $a_0 = 0,07$ $\alpha = 13^\circ 20'$.

Определим скорость истечения струи из сопла $\varnothing 2,05$ мм без учёта потерь расхода жидкости в сопле:

$$V_0 = \frac{4Q}{\pi D_0^2},$$

где $D_0 = 2,05$ мм – диаметр выходного сечения сопла; Q – расход воды; для принятой в расчёт мойки высокого давления $Q = 13,8$ л/мин $= 0,00023$ $\text{м}^3/\text{с}$.

Найдём степень турбулентности, число R_e

$$R_e = \frac{V_0 D_0}{\nu},$$

где ν – кинематическая вязкость воды, при 20°C : $\nu = 1,006 \cdot 10^{-6}$ $\text{м}^2/\text{с}$. При $R_e > 4000$ поток турбулентный.

Для определения степени снижения давления до допустимого $P_a = 0,95$ кПа для того, чтобы ячейка обшивки, на которую воздействует струя, оставалась в пределах её упругой деформации, введём коэффициент редукции давления

$$K = \frac{P_0}{P_a},$$

где P_0 – максимальное давление, создаваемое мойкой, основной параметр моек высокого давления, который указан в техническом паспорте мойки (кПа).

Тогда площадь сечения струи

$$S_a = S_0 K,$$

где S_0 – площадь сопла.

Определим радиус сечения струи в требуемом сечении

$$R = \sqrt{\frac{S_0 K}{\pi}}.$$

Находим зону требуемого удаления H ячейки пластины от сопла турбулентной высоконапорной струи, в которой давление потока не превышает допустимого $P_a = 0,95$ кПа, из условия $R = H \operatorname{tg} \alpha$:

$$H = \frac{R}{\operatorname{tg} \alpha}.$$

Таким образом, допустимое воздействие высоконапорной турбулентной струи жидкости на ячейку пластины обеспечивается на расстоянии от сопла

$$H = \sqrt{\frac{S_0 K}{\pi}} / \operatorname{tg} \alpha.$$

Для исходных параметров сопла $R_0 = 1,025$ мм и $P_0 = 20000$ кПа расстояния, при которых обеспечивается условие необходимого ограничения давления, составляют:

$H = 956$ мм для веерной форсунки, диффузор;

$H = 1500$ мм для струйной коноидальной форсунки, конфузор.

Используя полученное расчётным путем расстояние от сопла истечения высоконапорной струи до ячейки, можем определить фактическое давление струи на ячейку, расположенную по нормали к потоку, которое не должно превышать базовый параметр P_a . При этом условии обеспечивается устойчивость ячейки в пределах упругой деформации [7, 8]:

$$P_a \cong \rho V_d^2 S,$$

где ρ – плотность воды; $\rho = 1000$ кг/м³; S – площадь ячейки, м²; V_d – скорость потока струи у её оси на удалении H от сопла:

$$V_d = 0,96 \frac{R_0}{a_0 H} V_0.$$

При наличии зон, попадая в которые, струя вытекает в обратном направлении, давление воздействия на поверхность P

$$P = 2\rho V_d^2 S.$$

Результаты выполненного расчёта показаны на рис. 4.

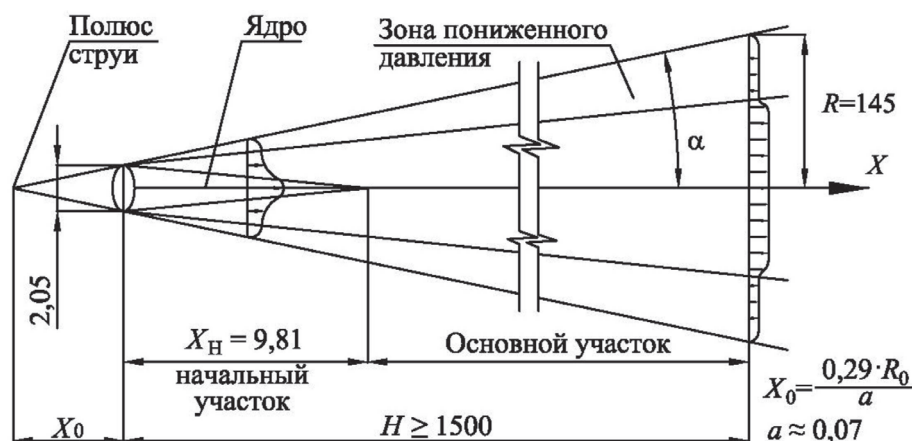


Рис. 4. Схема расположения ячейки в турбулентной струе осесимметричного сечения на безопасном удалении от сопла

Согласно теории Толмина о смешении частиц движущегося потока со средой имеет место линейное нарастание турбулентного пограничного слоя.

На каждом участке основного сечения турбулентной струи по оси X одновременно с падением скорости и давления происходит перераспределение поля давления.

При сопоставлении размеров исследуемой ячейки с сечением турбулентной струи, в которой она расположена по нормали (рис. 5) видно, что ячейка находится как в зоне максимального давления ядра струи, так и в зоне более низкого давления пограничного слоя.

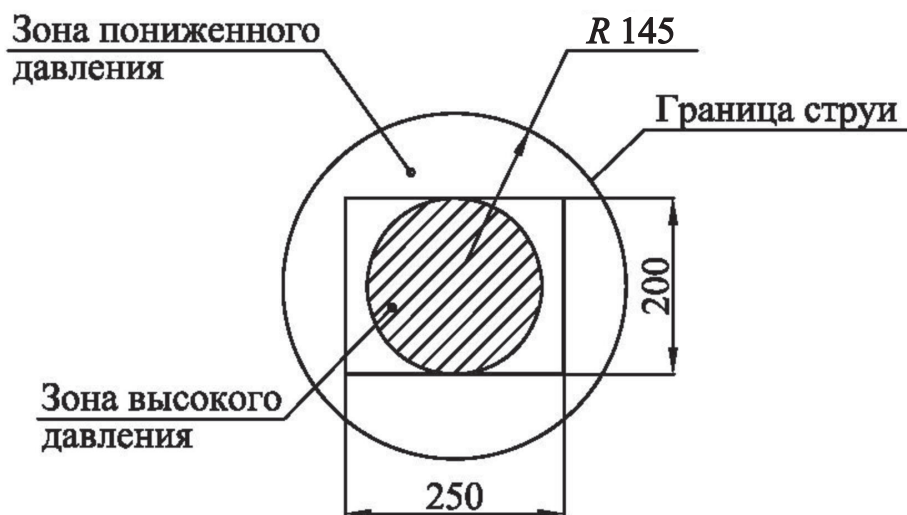


Рис. 5. Сечение струи с ячейкой, расположенной по нормали к потоку

Согласно [9, 10], при столкновении струи с преградой увеличивается характерный размер области нагрузки с максимальным давлением, и радиус центральной части струи с квазиоднородной нагрузкой становится равным полному радиусу струи. Поэтому следует рассматривать воздействие максимального давления на всю площадь ячейки, и для расчёта фактического давления [8] принята V_d – скорость потока струи у оси, где она наибольшая.

Недостаточно ограничиться рассмотрением воздействия турбулентной струи на ячейку пластины по нормали к потоку, так как струя омывающей жидкости на практике может быть направлена под углом (β) к её поверхности (рис. 6).

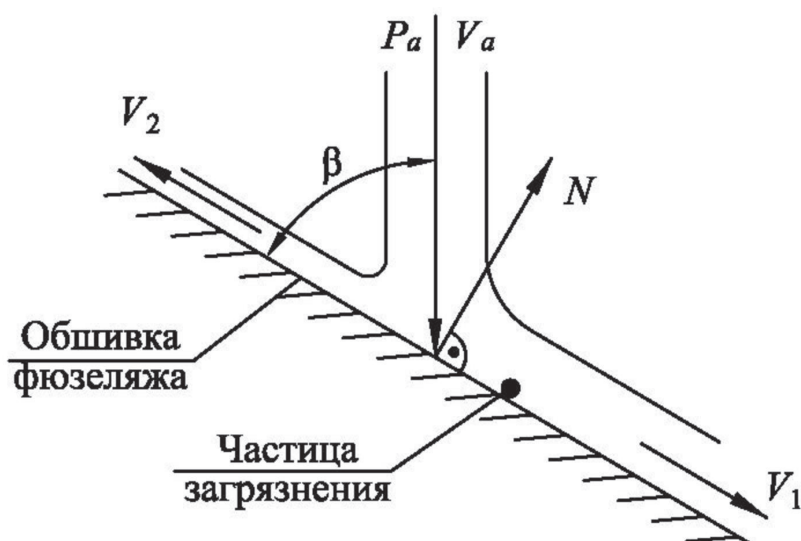


Рис. 6. Схема натекания струи на наклонную поверхность ячейки с частицей загрязнения

Воздействие турбулентной струи при столкновении с наклонной поверхностью существенно меняется при тех же удалении сопла от ячейки 1500 мм и давлении струи $P_a = 0,95$ кПа. Для несжимаемой жидкости $P_a = \text{const}$, $V_a = V_1 = V_2$. (рис. 6). Давление на поверхности снижается до $N = P_a \sin \beta$; при $\beta = 30^\circ$ $N = 0,95 \cdot 0,5 = 0,475$ кПа.

Меняется и эффективность удаления загрязнения с поверхности.

Частицы загрязнения, находящиеся на поверхности, будут более эффективно удаляться сносимым потоком наклонной струи. На частицу, находящуюся в скоростном потоке V_1 , действует сила

$$P_1 = S_{\text{ч}} \frac{\rho V_1^2}{2} C_x,$$

где: $S_{\text{ч}}$ – поперечное сечение частицы; C_x – удельное сопротивление частицы.

При соударении струи с поверхностью под прямым углом частица, находящаяся в ядре струи, не смывается, так как в этой зоне скорость потока вдоль поверхности равна нулю, поэтому и сила для смыва загрязнения с поверхности отсутствует.

Таким образом, предпочтительно мыть наклонной к поверхности высокоскоростной струей, так как снижается давление на омываемую поверхность от наклонной струи и повышается эффективность удаления загрязнения за счёт возникновения силы, действующей на поперечное сечение частиц грязи.

Заключение

По результатам проведённого исследования определена зависимость силы воздействия высоконапорной турбулентной струи жидкости на ячейку тонкостенной поверхности от расстояния до сопла истечения струи.

Рассчитана зона турбулентной струи, находясь в которой тонкостенная пластина не теряет устойчивость от воздействия струи.

Показаны возможность снижения давления на поверхность от наклонной к ней струи жидкости и повышение эффективности удаления загрязнения за счёт возникновения силы, сносящей частицы грязи с поверхности. Определён метод сравнения фактического давления струи на ячейку с базовым давлением, обеспечивающим устойчивость ячейки в пределах упругой деформации.

Расчёт показывает теоретическую возможность применения моек высокого давления для самолётов типа Ан-24, Ан-26 при соблюдении расчётных условий.

Практическое значение имеет вопрос влияния высоконапорной струи жидкости на лакокрасочное покрытие самолётов типа Ан-24, Ан-26, который необходимо исследовать для комплексного внедрения в эксплуатационную документацию самолётов с полученными результатами по воздействию струи жидкости на несущую способность обшивки планера самолёта.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Регламент технического обслуживания самолётов Ан-24, Ан-26, части 1, 2, 3. Изд. испр. и доп. Ростов-на-Дону: ЗАО «АНТЦ «Технолог», 2006.
2. Вожаев В. В., Киселев А. Ф., Сбоев Д. С., Теперин Л. Л., Чернышев С. Л. Влияние модели турбулентности на точность определения положения ламинарно-турбулентного перехода на крыле с профилем LV6 // Техника воздушного флота. 2011. Т. LXXXVI. № 4(709). С. 1–9.

3. Технологические указания по техническому обслуживанию самолётов Ан-24, Ан-26, Ан-30 всех модификаций. Оперативные формы. Выпуск 1.00...1.13, 1.20. Ростов-на-Дону: ЗАО «АНТЦ «Технолог», 2006. С. 70–75.
4. Пассажирский самолёт Ан-24. Инструкция по технической эксплуатации. Книга II. Ростов-на-Дону: ЗАО «АНТЦ «Технолог», 2001. 60 с.
5. Абрамович Г. Н., Гиршович Т. А., Крашенинников С. Ю. и др. Теория турбулентных струй. 2-е изд., перераб. и доп. Москва: Наука, 1984. 716 с.
6. Енохович А. С. Краткий справочник по физике. Изд. 2-е, перераб. и доп. Москва: Высшая школа, 1976. 288 с.
7. Аганин А. А., Гусева Т. С. Влияние формы конца струи при её ударе по поверхности жидкости // Учен. зап. Казан. ун-та. Сер. Физ.-матем. науки. 2017. Т. 159. № 2. С. 135–142.
8. Альтшуль А. Д., Киселёв П. Г. Гидравлика и аэродинамика (Основы механики жидкости). Изд. 2-е, перераб. и доп. Москва: Стройиздат, 1975. 323 с.
9. Гусева Т. С. Ударное воздействие струи жидкости на смоченную стенку // Учен. зап. Казан. ун-та. Сер. Физ.-матем. науки. 2021. Т. 163. Кн. 2. С. 117–127. <https://doi.org/10.26907/2541-7746.2021.2.117-127>
10. Башта Т. М. Машиностроительная гидравлика: Справочное пособие. 2-е изд., перераб. и доп. Москва: Машиностроение, 1971. 670 с.

References

1. Reglament tekhnicheskogo obsluzhivaniya samolyotov An-24, An-26, chasti 1, 2, 3. Izd. ispr. i dop. Rostov-on-Don, ZAO “ANTTS “Tekhnolog” Publ., 2006. (In Russ.)
2. Vozhdaev V. V., Kiselev A. F., Sboev D. S., Teperin L. L., Chernyshov S. L. Vliyanie modeli turbulentsnosti na tochnost’ opredeleniya polozheniya laminarno-turbulentnogo perekhoda na kryle s profilem LV6, *Tekhnika vozdushnogo flota*, 2011, vol. LXXXVI, no. 4(709), pp. 1–9. (In Russ.)
3. Tekhnologicheskie ukazaniya po tekhnicheskemu obsluzhivaniyu samolyotov An-24, An-26, An-30 vsekh modifikatsij. Operativnye formy. Vypusk 1.00...1.13, 1.20. Izdanie ispravlennoe i dopolnennoe. Rostov-on-Don, ZAO “ANTTS “Tekhnolog” Publ., 2006, pp. 70–75 (In Russ.)
4. Passazhirskij samolyot An-24. Instruksiya po tekhnicheskoy ehkspluatatsii, Kniga II. Rostov-on-Don, ZAO “ANTTS “Tekhnolog” Publ., 2001, 60 p. (In Russ.)
5. Abramovich G. N., Girshovich T. A., Krashennnikov S. Yu. and others. *Teoriya turbulentnykh struj [Theory of turbulent stream]*, 2nd edition, revised and enlarged. Moscow, Nauka Publ., 1984, 716 p. (In Russ.)
6. Enokhovich A. S. *Kratkij spravochnik po fizike [A brief guide to physics]*. 2nd ed., reprint. and additional. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1976, 288 p. (In Russ.)
7. Aganin A. A., Guseva T. S. Influence of the jet end shape at the jet impact on the liquid surface, *Uchenye Zapiski Kazanskogo Universiteta. Seriya Fiziko-Matematicheskie Nauki*, 2021, vol. 159, no. 2, pp. 135–142. (In Russ.)
8. Al’tshul’ A. D., Kiselev P. G. *Gidravlika i aehrodinamika (Osnovy mekhaniki zhidkosti) [Hydraulic and aerodynamics (Fundamentals of liquid mechanics)]*. 2nd edition, revised and enlarged. Moscow, Strojizdat Publ., 1975, 323 p. (In Russ.)
9. Guseva T. S., Impact of a liquid jet on a wetted wall. *Uchenye Zapiski Kazanskogo Universiteta. Seriya Fiziko-Matematicheskie Nauki*, 2021, vol. 163, no. 2, pp. 117–127. (In Russ.) <https://doi.org/10.26907/2541-7746.2021.2.117-127>
10. Bashta T. M. *Mashinostroitel’naya gidravlika: Spravochnoe posobie [Engineering hydraulic system: Handbook]*. 2nd edition, revised and enlarged. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1971, 670 p. (In Russ.)

Информация об авторах

Смирнов Андрей Валериевич, заместитель начальника службы, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, smirnov_av@ncplg.ru

Субботина Татьяна Владимировна, начальник группы качества, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, subbotina_tv@ncplg.ru

Authors information

Smirnov Andrey V., Deputy Head of the Service, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, smirnov_av@ncplg.ru

Subbotina Tatiana V., Head of the Quality Group, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, subbotina_tv@ncplg.ru

Статья поступила в редакцию 07.07.2023; одобрена после рецензирования 07.12.2023; принята к публикации 15.12.2023.

The article was submitted 07.07.2023; approved after reviewing 07.12.2023; accepted for publication 15.12.2023.

Дискуссионная статья
УДК 629.735.017.1

ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОЦЕДУРЫ ПРОВЕДЕНИЯ ЕЖЕГОДНОГО ИНСПЕКЦИОННОГО КОНТРОЛЯ ЛЁТНОЙ ГОДНОСТИ ГРАЖДАНСКИХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

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

Б. А. АБРАМОВ, С. А. ЮСКИН, М. В. КЛОКОВ, А. А. БРЮХАНОВ

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. В процессе реализации функции по государственному контролю в гражданской авиации (ГА) межрегиональным территориальным управлениям (МТУ) Росавиации приходится решать ряд оптимизационных задач, в том числе и при проведении ежегодных инспекций с целью оценки соответствия Федеральным авиационным правилам ФАП-519. В связи с этим полезно изучить опыт повышения эффективности этого процесса за рубежом, учитывая различия в организации авиационных властей разных стран. Задача оптимизации процедуры проведения ежегодного инспекционного контроля может решаться двумя способами: разработка информативного перечня доказательной документации и создание максимально информативной, но в то же время экономичной и быстрой процедуры оценки. А также сочетанием различных способов с учётом местных особенностей. В статье исследованы возможности совершенствования процесса оценки лётной годности (ЛГ) гражданских воздушных судов (ГВС) в Российской Федерации при проведении их годовой инспекционной проверки. Для оптимизации выбора наиболее информативных комплектов доказательной документации предлагается использование теории информации. Другим объектом исследований является возможность подтверждения соответствия объекта контроля требованиям ФАП-519 с требуемым доверительным интервалом. Изучался опыт проведения выборочной проверки ЛГ в США.

Ключевые слова: гражданская авиация, лётная годность, экземпляр воздушного судна, информация и энтропия, инспекция, сертификация, эксплуатация авиационной техники

Для цитирования: Абрамов Б. А., Юскин С. А., Клоков М. В., Брюханов А. А. Оптимизация процедуры проведения ежегодного инспекционного контроля лётной годности гражданских воздушных судов // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 45. С. 61–70.

OPTIMIZATION OF THE PROCEDURE FOR CONDUCTING ANNUAL INSPECTION CONTROL OF THE AIRWORTHINESS OF CIVIL AIRCRAFT

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

B. A. ABRAMOV, S. A. YUSKIN, M. V. KLOKOV, A. A. BRYUKHANOV

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

Abstract. Annual inspections to assess compliance with FAP-519 have become a serious problem for the Interregional Territorial Departments of the Federal Air Transport Agency (Rosaviatsiya). Therefore, it is useful

to study the experience of improving the efficiency of this process abroad, taking into account the differences in the organization of aviation authorities in different countries. The task of optimizing the procedure of annual inspection control can be solved in two ways: developing an informative list of evidentiary documentation and creating a maximally informative, but at the same time economical and fast assessment procedure. And also by a combination of different methods taking into account local peculiarities. In the article the possibilities of improving the process of airworthiness evaluation (hereinafter referred to as AE) of civil aircrafts in the Russian Federation during their annual inspection are investigated. The use of information theory is proposed to optimize the selection of the most informative sets of evidentiary documentation. Another object of research is the possibility of confirming the compliance of the object of control with the requirements of FAP 519 with 95 % confidence interval. The experience of AE sampling verification in the USA was studied.

Keywords: civil aviation, airworthiness, aircraft copy, information and entropy, inspection, certification, operation of aviation equipment

For citation: Abramov B. A., Yuskin S. A., Klovov M. V., Bryukhanov A. A. Optimization of the procedure for conducting annual inspection control of the airworthiness of civil aircraft, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 45, pp. 61–70. (In Russ.)

Введение

Получение максимума достоверной информации при эксплуатации авиационной техники при проведении инспекционного контроля соответствия ГВС установленным требованиям к ЛГ является одной из основных задач при его планировании. Это стало особенно актуально после введения в отечественную авиационную практику в 2020 году ФАП-519¹, в которых основной упор в контроле ЛГ сделан на ежегодную инспекцию силами экспертов МТУ Росавиации без участия сертификационных центров. При наличии указанных ограничений документация, подтверждающая состояние ГВС, должна быть информативной и краткой, позволяющей оценить ЛГ ГВС оперативно и достоверно. Одним из способов оптимизации процедуры проведения ежегодного инспекционного контроля ЛГ ГВС может послужить применение теории информации.

Информационная модель процедуры оценки ЛГ

Задача оптимизации процедуры проведения ежегодного инспекционного контроля ЛГ ГВС может решаться и уже частично решается по двум направлениям:

- разработка наиболее оптимального, то есть информативного перечня доказательной документации (программа проверки, чек-лист или контрольные карты, которые уже были введены Росавиацией в 2021 году [1]);
- создание максимально всеохватывающей, но в то же время экономичной и быстрой процедуры оценки.

Для реализации этих направлений можно описать модель оценки ЛГ с помощью теории информации энтропии [2, 3].

Получение информации о ГВС – необходимое условие для осуществления контроля ЛГ. В основе процесса получения и оценки информации лежит понятие «энтропия», с её помощью можно оценить информацию о ГВС в процессе проведения инспекции.

Рассмотрим связь между энтропией и информацией [4, 5]. С этой точки зрения энтропия есть мера «незнания», мера недостатка информации о ГВС. Чем больше информации

¹ Федеральные авиационные правила, ФАП-519. Требования к лётной годности гражданских воздушных судов. Форма и порядок оформления сертификата лётной годности гражданского воздушного судна. Порядок приостановления действия и аннулирования сертификата лётной годности гражданского воздушного судна.

о ГВС, тем меньше наше «незнание» о соответствии ГВС требованиям к ЛГ, указанным в ФАП-519.

Основными параметрами в информационной модели являются:

H – энтропия, или степень неопределённости («незнания»);

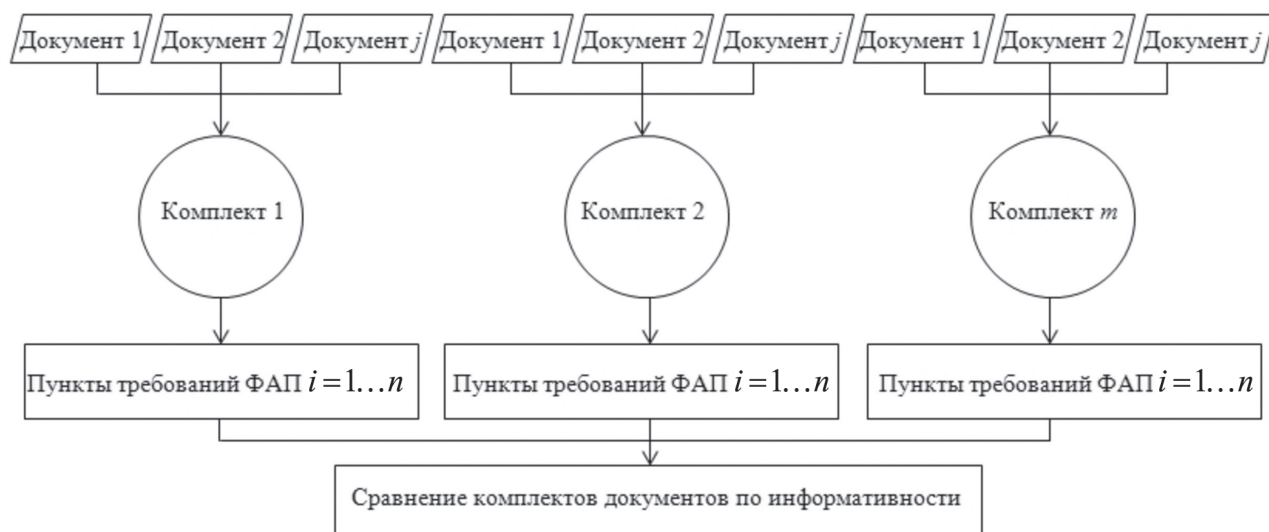
a_i – событие подтверждения соответствия i -му пункту ФАП-519;

I – информация – результаты проверки по пунктам $1...i$, уменьшающие неопределённость;

D_i – комплекты документов и другие источники информации, предназначенные для проверки.

Величины H и I изменяются от 1 до 0, где 1 – полная достоверная информация, а 0 – отсутствие какой-либо информации. Чем больше информации о ГВС, тем меньше неопределённости (значение H).

В этой модели комплекты документов могут составлять множество $\{D_1, D_2, \dots, D_m\}$, которое, в свою очередь, позволяет получить результат проверки (информацию) $I_i = \sum \{D_1, D_2, \dots, D_m\}$ конкретного пункта чек-листа. Примем, что величина a_i обозначает событие подтверждения соответствия i -му пункту ФАП-519. На рисунке условно показана связь между этими величинами. Таким образом, вопрос по i -ой проверке формулируется следующим образом: «удовлетворяет ли ГВС по параметру «а» требованиям ФАП-519?».



Модель выбора наиболее информативного источника для оценки соответствия ФАП-519

Смысл модели заключается в том, чтобы энтропия после проведения проверки стремилась к нулю и проверяющие выбрали бы тот комплект документов, при котором получаемая информация была бы максимальной. Сравнивая энтропию при разных сочетаниях источников информации и различных вариантах оптимизации процедур, можно определить самый информативный из них. Значение энтропии можно рассчитать по формуле [3]:

$$H = - \sum_{i=1}^n P(a_i) \ln P(a_i), \quad (1)$$

где $P(a_i)$ – вероятность события «достижение соответствия требованиям ФАП-519 i -го пункта предполагаемой программы проверки»; n – натуральное число, обозначающее количество вопросов для определения соответствия ГВС требованиям ЛГ.

При этом рассчитать такую вероятность $P(a_i)$ можно уже сейчас, исходя из имеющейся отечественной практики проведения инспекции ЛГ ГВС (статистики положительных ответов по каждому из пунктов проверки).

Применение информационной модели оценки ЛГ ГВС

На практике при вычислении суммарной энтропии инспекции следует учитывать целый ряд составляющих, которые необходимо включать в программу проверки, например:

$H_{\text{нед}}$ – устранённые недостатки при предыдущих инспекциях;

$H_{\text{рес}}$ – остатки ресурсов и сроков службы ГВС, агрегатов и комплектующих изделий;

$H_{\text{ки}}$ – наличие на борту неодобренных агрегатов и комплектующих изделий;

$H_{\text{кдст}}$ – соответствие экземпляра ВС карте данных сертификата типа;

$H_{\text{то}}$ – полнота и своевременность выполнения технического обслуживания (ТО);

$H_{\text{виз}}$ – результаты визуального осмотра;

$H_{\text{лгх}}$ – соответствие лётно-технических характеристик ВС указанным в руководстве по лётной эксплуатации;

$H_{\text{обор}}$ – укомплектованность ВС оборудованием в соответствии с заявленными условиями эксплуатации;

$H_{\text{бд}}$ – наличие на борту обязательной бортовой документации.

В то же время нельзя забывать и о качестве информации, включающем такие свойства, как репрезентативность, достоверность, достаточность, доступность и актуальность.

Практическим и основным документом по оценке ЛГ на данный момент является чек-лист, приведённый в Методических рекомендациях [1].

Рассмотрим пример расчёта энтропии, используя имеющуюся статистику по оценкам ЛГ ГВС. Допустим, что имеются 6 источников информации относительно выполнения i -го пункта ФАП-519, по которым можно составить текущую статистику. Такая информация, составленная по группе из 9 самолётов, приведена в табл. 1.

Таблица 1

Статистическая информация о проведении инспекций ГВС

№	Источник информации	Бортовой номер ВС RA-									$P(a_i)$
		67705	67201	67559	67522	67526	67559	67558	67520	67480	
1	Статус директив ЛГ	+	+	+	–	–	–	+	+	+	0,667
2	Статус компонентов с эксплуатационными ограничениями	+	–	+	+	–	+	–	+	+	0,667
3	Программа ТО ВС	+	+	+	+	+	+	+	+	+	1
4	Статус выполнения форм ТО	+	+	+	+	–	+	+	+	–	0,777
5	Отчёт о визуальном осмотре ВС	+	–	–	–	+	–	–	–	+	0,333
6	Отчёт о взвешивании	+	+	+	+	+	+	+	+	+	1

Из табл. 1 по формуле (1) можно получить значения энтропии по каждому из источников информации:

$$1. H(a_i) = -0,667 \ln 0,667 = -0,667(-0,405) = 0,27;$$

$$2. H(a_i) = -0,667 \ln 0,667 = -0,667(-0,405) = 0,27;$$

4. $H(a_i) = -0,777 \ln 0,777 = -0,777(-0,25) = 0,196$;
5. $H(a_i) = -0,333 \ln 0,333 = -0,333(-1,1) = 0,366$.

В пунктах 3 и 6 энтропия равна 0.

Соответственно значение информации для каждого из источников составит $I = 1 - H$:

1. $I(a_i) = 1 - 0,27 = 0,73$;
2. $I(a_i) = 1 - 0,27 = 0,73$;
4. $I(a_i) = 1 - 0,196 = 0,804$;
5. $I(a_i) = 1 - 0,366 = 0,634$.

В пунктах 3 и 6 информация равна 1.

Теоретически, имея набор из нескольких такого рода источников информации, можно сравнивать их энтропии и определять наиболее информативный комплект документов.

Рассмотрим пример. Допустим, имеются три разных комплекта подтверждающих документов, и статистические данные по их использованию дают следующие значения вероятности достижения соответствия требованиям: $P_1 = 0,845$, $P_2 = 0,99$, и $P_3 = 0,7$.

Тогда снова по формуле (1) получим:

$$\begin{aligned} H_1 &= -0,845 \ln 0,845 = 0,14231; \\ H_2 &= -0,990 \ln 0,990 = 0,00995; \\ H_3 &= -0,700 \ln 0,700 = 0,24967. \end{aligned}$$

Соответственно информация равна:

$$\begin{aligned} I_1 &= 1 - 0,14231 = 0,85769; \\ I_2 &= 1 - 0,00995 = 0,99005; \\ I_3 &= 1 - 0,24967 = 0,75033. \end{aligned}$$

При получении таких результатов следует выбрать комплект № 2, который имеет максимальное значение информации 0,99005.

Методы оптимизации процесса оценки ЛГ ГВС и международный опыт

Для повышения качества и совершенствования процесса проведения годовой инспекции помимо теории информации могут применяться и другие методы оптимизации:

- 1) увеличение количества контролирующего персонала (инспекторов МТУ Росавиации);
- 2) уменьшение количества подконтрольных объектов и применение выборочного контроля;
- 3) использование методов контроля с минимальной трудоёмкостью.

Первый путь самый затратный: требуется изыскать дополнительные финансовые ресурсы на содержание инспекторов.

Второй путь предполагает заменить сплошной контроль на выборочный, что требует серьёзного обоснования и дальнейшего одобрения авиационными властями такого глобального изменения в подходах. Этот путь остаётся дискуссионным.

Третий путь предполагает оптимизацию существующих процессов, а именно:

- распределение инспекторов по видам применения ВС (коммерческие и авиация общего назначения – АОН) и конструктивной особенности (вертолёты, самолёты). Опыт показывает, что инспектор, имеющий специализированную подготовку на тип ВС, может сократить время проверки. В то же время универсальность подготовки позволяет гибко подходить к назначению их на инспекцию;

- использование программного обеспечения по управлению процессом ПЛГ, например, CAMP, AMOS, Авиабит, что позволяет получать удалённо информацию о техническом состоянии ГВС;

- обеспечение процедуры годовой проверки ГВС необходимым количеством инспекторов зарубежные авиационные власти производят индивидуально, но почти всегда за счёт назначения уполномоченных представителей или организаций, не увеличивая количество штатных инспекторов [6]. Имеется в виду наличие специальных авиационных правил, например, таких как FAR-183 (США), определяющих, какое юридическое или физическое лицо может привлекаться авиационными властями для тех или иных видов контроля;

- применение видеофиксации инспекции ГВС, без выезда на осмотр. Это сокращает время на проведение инспекции (отсутствие командировок экспертов), но снижает объективность информации. К тому же процесс видеофиксации на настоящий момент не имеет законодательной базы.

ФАП-519 даёт возможность привлечь центры сертификации только в случае выявления инспектором МТУ серьёзных нарушений. В других случаях правовые основы для привлечения иного юридического или физического лица отсутствуют.

В качестве наглядного примера использования комбинации методов [6] можно рассмотреть системы ежегодных проверок ГВС и эксплуатантов в США (FAA), Европе (EASA) и России (табл. 2).

Таблица 2

Сравнение элементов процедуры проведения ежегодной инспекции ЛГ ГВС

Элемент	FAA	EASA	Россия
Юридическое или физическое лицо, осуществляющее проверку	Инспектор FAA или уполномоченный представитель или уполномоченная организация	Инспекторы EASA или Организация по управлению ЛГ (CAMO), одобренная EASA, или другая уполномоченная организация по поручению национальной авиационной администрации (NAA)	Инспектор МТУ
Процедура назначения уполномоченных представителей или организаций	Есть. В FAR Part 183	Есть. В Part M (Subpart G)	Нет
Форма ТО, на основе которой подтверждается ЛГ ВС	- для коммерческих ВС в соответствии с программой ТО; - для ВС АОН – 100 лётн. ч/12 мес.	- для коммерческих ВС в соответствии с Программой ТО; - для ВС АОН – 100 лётн. ч/12 мес.	Не определена
Периодичность инспекционных проверок ЛГ ВС	В соответствии с годовым планом регионального отделения	1 раз в год с ежегодным сертификатом оценки ЛГ	1 раз в год

Для примера рассмотрим деятельность FAA в США. Одной из важных функций FAA² является надзор во всех сферах авиационной деятельности, в том числе за эксплуатантами. Осуществляется эта функция на основе годового плана проверок Службы лётных стандартов (AFS-900). В реализации плана проверок участвуют как центральные, так и региональные офисы,

² Federal Aviation Administration Order 8900.1. Flight Standards Information Management System, 2007, 5 p.

используя Региональную автоматизированную модульную электронную систему планирования (RAMPS), которая назначает требуемые обязательные работы по надзору (R-items). Инспекторы проверяют R-items в течение года. План проверок содержит задачи (работы) по надзору с использованием доступных ресурсов для выполнения инспекции FAA.

Региональные офисы AFS-900 вносят свой вклад и в разработку годовой программы проверок – составляют перечень R-items. Срок действия рабочей программы 1 год. Региональный офис в соответствии с FAA Order 8900.1 актуального издания планирует выполнение проверок, используя данные анализа и свои собственные экспертные данные по состоянию эксплуатации у каждого конкретного оператора ВС. Кроме того, в течение года проводятся такие проверки эксплуатанта, как сезонные, нерегулярные и внепериодические. По программе объекты проверки выбираются с использованием статистического метода [7, 8] по табл. 3.

Таблица 3

Количество проверок, рекомендуемое Order 8900.1 для достижения 95 % доверительного уровня

Количество однотипных объектов проверки, единиц	до 100	200	400	500	1000	2000	4000
Рекомендуемое количество проверенных объектов, % (единиц)	50	40 (80)	35 (165)	33 (165)	28 (280)	16 (320)	8,8 (352)

Статистические методы, используемые при расчёте выборки, для достижения 95 % доверительного уровня

Объектом исследований является возможность подтверждения соответствия объекта контроля требованиям ФАП-519 с 95 % доверительным интервалом. Если проверяются все ВС данной совокупности, то говорят о сплошном исследовании, если же только часть, то о выборочном. Как правило, годовые проверки носят сплошной характер. Но кадровые и временные ограничения вносят дополнительное напряжение при проведении сплошного исследования.

Такого рода задачи не раз решались в работах по статистике для отраслей, не связанных с авиацией. В литературе приводятся и готовые статистические таблицы. Объём выборки для определения признака (ВС соответствует требованиям ФАП-519) рассчитывается следующим образом [7, 8]:

$$n = \left[\frac{\Delta^2}{t^2 \gamma (1 - \gamma)} + \frac{1}{N} \right]^{-1}, \quad (2)$$

где N – объём генеральной совокупности;

n – объём выборки;

t – коэффициент, соответствующий доверительной вероятности [1, табл. И Приложения 3]; если $n > 60$, то при $P = 0,954$ $t = 2$, а при $P = 0,997$ $t = 3$;

γ – доля признака X в генеральной совокупности;

Δ – величина ошибки (в долях).

Неудобство формулы (2) заключается в том, что она требует хотя бы приблизительной информации о доле признака в генеральной совокупности, т. е. как раз о том, что требуется определить. Чтобы избавиться от этого, заметим, что при $\gamma = 0,5$ произведение $\gamma(1 - \gamma)$ максимально, следовательно, n тоже максимально. Поэтому, если в (2) вместо γ подставить 0,5, то получим формулу, которую можно использовать при любых значениях доли признака в генеральной

совокупности (объём выборки при этом будет получаться с запасом). Положив также значение доверительной вероятности равным 0,954, т. е. $t = 2$, получим

$$n = [\Delta^2 + N^{-1}]^{-1}. \quad (3)$$

Пользуясь формулой (3), составим таблицу 4 зависимости выборки ВС от генеральной совокупности.

Таблица 4

Зависимость выборки ВС от генеральной совокупности

N – генеральная совокупность, единиц	n – выборка, единиц (%)
до 100	80 (86,0)
200	133 (56,5)
400	200 (50,0)
600	240 (40,0)
1000	286 (28,6)

В связи с тем, что доля признака X в генеральной совокупности N заранее неизвестна, при расчётах используем $\gamma = 0,5$ и получаем максимально возможное n (выборку), что обеспечивает максимальную достоверность проверки парка ВС.

Пример расчёта потребного количества инспекторов условного МТУ для достижения 95 % доверительного уровня состояния ВС, удовлетворяющего требованиям ФАП-519.

Исходные данные:

Генеральная совокупность (парк ВС с действующими СЛГ) – 1000 ВС.

Количество инспекторов – 3, т. е. на одного 333 ВС (самолёта или вертолёта).

Рабочих дней в году – 247.

Отпуск плановый – 28 дней.

Другие работы – 50 дней.

Время на проверку одного ВС – 2 дня.

Проведя расчёт, получим максимально возможное количество ВС в год на одного инспектора – 84 ВС.

Останутся непроверенными $333 - 84 = 249$ ВС, а при применении статистического метода на одного инспектора в год придётся 95,3 ВС, вполне реально проверяемое количество. В то же время применение статистического метода в отечественной практике имеет существенный недостаток: требования ФАП-519 по процедурам ежегодной инспекции не предполагают выборочного контроля ВС (проверке подлежат все ГВС, получившие СЛГ), а это значит, что без изменений в нормативной базе (введения утверждённой авиационными властями методики выполнения выборочного контроля ЛГ ГВС) невозможно использование статистических методов, основанных на выборках.

Заключение

Анализ собственного и зарубежного опыта оптимизации и апробирование вновь разработанных методик на отдельных партиях ВС могут помочь в определении путей совершенствования государственного контроля ЛГ ВС в ГА.

Каждый из предложенных вариантов решения задачи требует проработки, научного обоснования и дальнейшего внедрения авиационными властями.

Оптимизация процесса определения ЛГ ВС не означает необоснованного его ускорения, сокращения или роста числа контролирующего персонала, а также применения выборочного контроля ко всем подряд типам ВС.

Достижению оптимума процедуры проведения ежегодного инспекционного контроля ЛГ ВС послужит поэтапное апробирование рассмотренных выше методов, включающее: а) обоснование нормативов объёма проверок на одного инспектора ВС в год; б) опытную проверку применения выборочного метода контроля ЛГ ВС на примере ВС АОН и принятие решения о целесообразности его внедрения в ГА; в) проведение опытного подбора контролирующего персонала с учётом специализации по типам ВС на примере одного из МТУ; г) обсуждение в авиакомпаниях и научных организациях ГА полученных результатов, а также подготовку на их основе объединённого отчёта.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Методические рекомендации для сертификационных центров по представлению доказательной документации в деле воздушного судна при проведении работ по оценке соответствия ВС установленным требованиям. Москва: Росавиация, ПЛГВС, 2021. 21 с.
2. Биргер И. А. Техническая диагностика. Москва: Машиностроение, 1978. 241 с.
3. Шеннон К. Работы по теории информации и кибернетике. Москва: Издательство иностранной литературы, 1963. 824 с.
4. Волькенштейн М. В. Энтропия и информация. Москва: Наука, 1986. 193 с.
5. Яглом А. М., Яглом И. М. Вероятность и информация. Москва: Наука, 1973. 512 с.
6. Абрамов Б. А., Акопян К. Э., Шапкин В. С. К вопросу о совершенствовании системы поддержания лётной годности гражданской авиации России // Научный вестник МГТУ ГА. 2013. № 187. С. 19–26.
7. Кокрен Уильям. Методы выборочного исследования. Москва: Статистика, 1976. 440 с.
8. Черчилль Г., Браун Т. Маркетинговые исследования. 5-е изд. / Пер. с англ. под ред. Г. Л. Багиева. СПб.: Питер, 2007. 704 с.

References

1. Metodicheskie rekomendatsii dlya sertifikatsionnykh tsentrov po predstavleniyu dokazatel'noj dokumentatsii v dele vozdušnogo sudna pri provedenii rabot po otsenke sootvetstviya VS ustanovlennym trebovaniyam. Moscow, Federal Agency for Air Transport, PLGVS, 2021, 21 p. (In Russ.)
2. Birger I. A. *Tekhnicheskaya diagnostika* [Technical diagnostics]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1978, 241 p. (In Russ.)
3. Shannon K. *Raboty po teorii informatsii i kibernetike* [Works on Information Theory and Cybernetics]. Moscow, Izdatel'stvo Inostrannoj Literatury Publ., 1963, 824 p. (In Russ.)
4. Vol'kenshtein M. V. *Ehntropiya i informatsiya* [Entropy and information]. Moscow, Nauka Publ., 1986, 193 p. (In Russ.)
5. Yaglom A. M., Yaglom I. M. *Veroyatnost' i informatsiya* [Probability and information]. Moscow, Nauka Publ., 1973, 512 p. (In Russ.)
6. Abramov B. A., Akopyan K. E., Shapkin V. S. Analysis the continuing airworthiness system of civil aviation in Russia, *Civil Aviation High Technologies*, 2013, no. 187, pp. 19–26. (In Russ.)
7. Kokren Uil'yam. *Metody vyborochnogo issledovaniya* [Sampling methods]. Moscow, Statistika Publ., 1976, 440 p. (In Russ.)

8. Cherrhill' G., Braun T. *Marketingovye issledovaniya [Market researches]*. 5th ed. St. Petersburg, Piter Publ., 2007, 704 p. (In Russ.)

Информация об авторах

Абрамов Борис Александрович, заместитель начальника отдела – эксперт, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, abramov@ncplg.ru

Юскин Сергей Александрович, кандидат технических наук, начальник отдела – эксперт, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, yuskin_sa@ncplg.ru

Клоков Михаил Васильевич, заместитель начальника отдела – эксперт, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, klokov@gosniiga.ru

Брюханов Артем Андреевич, инженер, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, bryhanov_aa@ncplg.ru

Authors information

Abramov Boris A., Deputy Head of the Department – Expert, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, abramov@ncplg.ru

Yuskin Sergei A., Candidate of Sciences (Engineering), Head of the Department – Expert, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, yuskin_sa@ncplg.ru

Klokov Mikhail V., Deputy Head of the Department – Expert, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, klokov@gosniiga.ru

Bryukhanov Artem A., Engineer, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, bryhanov_aa@ncplg.ru

Статья поступила в редакцию 26.10.2023; одобрена после рецензирования 28.12.2023; принята к публикации 15.01.2024.

The article was submitted 26.10.2023; approved after reviewing 28.12.2023; accepted for publication 15.01.2024.

Научная статья
УДК 629.735.33

ВЫБОР ОБЛИКОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ДЛЯ САМОЛЁТА МЕСТНЫХ ВОЗДУШНЫХ ЛИНИЙ НА ЗАМЕНУ L-410

О. Ю. СТРАДОМСКИЙ, И. А. САМОЙЛОВ, И. В. ЛЕСНИЧИЙ, В. И. САМОЙЛОВ

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. Региональное и местное воздушное сообщение являются важным сегментом транспортной системы страны, особенно в регионах с недостаточно развитой наземной транспортной инфраструктурой. Острота проблемы с обеспечением таких перевозок эффективной авиационной техникой, возникшей в связи с устареванием парка региональных самолётов при отсутствии их производства, существенно возрастает в условиях действия санкций. В этой связи создание самолёта на замену L-410 является актуальной для нашей страны задачей. Учитывая конъюнктуру рынка, рациональным представляется создание самолёта в размерности 19 пассажирских мест на основе апробированных технологий. Предложены целевые обликосые характеристики такого самолёта, исходя из анализа характерных областей его применения для выполнения местных авиaperевозок. Новый самолёт должен эффективно дополнить разрабатываемый типоразмерный ряд отечественных воздушных судов (ВС), заняв нишу между ЛМС-901 «Байкал» (9 мест) и ТВРС-44 «Ладога» (44 места).

Ключевые слова: воздушное судно, самолёт, обликосые характеристики, местные воздушные линии, типоразмерный ряд, сеть авиалиний, региональные перевозки, эксплуатация авиационной техники, транспортные системы страны

Для цитирования: Страдомский О. Ю., Самойлов И. А., Лесничий И. В., Самойлов В. И. Выбор обликосых характеристик для самолёта местных воздушных линий на замену L-410 // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 45. С. 71–81.

SELECTION OF APPEARANCE CHARACTERISTICS FOR THE AIRCRAFT OF LOCAL AIR LINES TO REPLACE THE L-410

O. Yu. STRADOMSKIY, I. A. SAMOYLOV, I. V. LESNICHIIY, V. I. SAMOYLOV

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

Abstract. Regional and local air traffic are an important segments of the country's transport system, especially in regions with insufficiently developed ground transport infrastructure. The severity of the problem with providing such transportation with efficient aviation equipment, which has arisen due to the obsolescence of the fleet of regional aircraft in the absence of their production, increases significantly under the sanctions. In this regard, the creation of an aircraft to replace the L-410 is an urgent task for our country. Taking into account the market situation, it seems rational to create an aircraft in the dimension of 19 passenger seats based on proven technologies. The target appearance characteristics of such an aircraft are proposed, based on the analysis of the characteristic areas of its application for local air transportation. The new aircraft should effectively complement the standard-sized range of domestic aircraft being developed, occupying a niche between the LMS-901 Baikal (9 seats) and TVRS-44 Ladoga (44 seats).

Keywords: aircraft, appearance characteristics, local air lines, standard-size range, airline network, regional transportation, operation of aviation equipment, transport systems of the country

For citation: Stradomskiy O. Yu., Samoylov I. A., Lesnichiy I. V., Samoylov V. I. Selection of appearance characteristics for the aircraft of local air lines to replace the L-410, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 45, pp. 71–81. (In Russ.)

Введение

С целью обеспечения транспортной связности страны и технологического суверенитета гражданской авиации в условиях санкционного давления распоряжением Правительства Российской Федерации утверждена Комплексная программа развития авиационной отрасли Российской Федерации до 2030 года¹ (далее – Комплексная программа). В качестве приоритетных задач развития отрасли определены рост внутренних авиаперевозок и ускоренное импортозамещение эксплуатируемых ВС. Провести импортозамещение планируется в сжатые сроки, поскольку основные типы разрабатываемых отечественных самолётов уже находятся на этапе сертификации и освоения производства. В соответствии с уточнённой редакцией Комплексной программы от 22.08.2023 планируется выпустить до 2030 года более 1000 отечественных пассажирских самолётов восьми типов и увеличить их долю в российском парке с 34 % в 2022 году до 82 % в 2030 году. В том числе для обеспечения региональных и местных воздушных перевозок предусмотрены поставки свыше 500 самолётов (табл. 1, 1а).

Реализация Комплексной программы должна позволить уже в текущем десятилетии создать базовый типоразмерный ряд отечественных самолётов, функционально способных выполнить весь спектр перевозок при приемлемом уровне эффективности, и обеспечить их выпуск в объёме, необходимом для замены основной части эксплуатируемого парка зарубежного производства. В отношении магистральных самолётов базовый типоразмерный ряд охватывает диапазон пассажироместимости от 100 до 300 мест и включает обновлённые и импортозамещённые модификации узкофюзеляжных самолётов SJ-100 (SSJ-NEW), MC-21-310, Tu-214 и широкофюзеляжного Ил-96-300.

Таблица 1

Показатели Комплексной программы в части парка самолётов

Группа* самолётов	Действующий коммерческий парк** самолётов, ед.	Комплексная программа			
		Потребный парк самолётов в 2030 г., ед.			Поставки самолётов за 2023–2030 гг., ед.
		Отечественные	Зарубежные	Всего	
Дальнемагистральные	91	12	52	64	12
Среднемагистральные	463	385	205	590	385
Ближнемагистральные	191	312	10	322	142
Региональные	146	175	36	211	70
Местных воздушных линий	125	556	16	572	472
Всего самолётов	1016	1440	319	1759	1081

¹ Комплексная программа развития авиационной отрасли Российской Федерации до 2030 года: Распоряжение Правительства Российской Федерации от 25.06.2022 № 1693-р.

Таблица 1а

Поставки самолётов по типам и классам вместимости

Класс по вместимости	Действующий коммерческий парк** самолётов, ед.	Комплексная программа	
		Поставки самолётов за 2023–2030 гг., ед.	
		Тип	Кол-во
ШФС более 220 мест	91	Ил-96-300	12
170–220 мест	245	Ту-214	115
140–170 мест	164	МС-21-310	270
110–140 мест	69	—	—
85–110 мест	158	SSJ-NEW	142
60–85 мест	38	Ил-114-300	70
40–60 мест	100	ТВРС-44	140
20–40 мест	26	—	—
15–19 мест	57	Л-410	178
10–14 мест	56	—	—
7–9 мест	12	ЛМС-901	154
Всего самолётов	1016	1081	

Примечания:

* – принятая классификация самолётов по группам условна;

** – действующий коммерческий парк² – парк, заявленный для выполнения коммерческих воздушных перевозок на начало 2023 г. (без учёта парка специальных лётных отрядов).

Для региональных и местных авиалиний планируется разработка и производство ВС типов Ил-114-300, ТВРС-44 «Ладога», L-410, ЛМС-901 «Байкал», которые должны заново сформировать базовый типоразмерный ряд отечественных турбовинтовых самолётов (9-19-50-70 мест) в условиях, когда ВС зарубежного производства уже в значительной степени заменили в эксплуатации устаревшие Ан-2, Ан-24, Ан-26, Як-40 и обеспечивают основной пассажирооборот.

Массовое переоснащение парка авиакомпаний отечественной авиационной техникой в дальнейшем потребует создания во всех типоразмерах полной линейки ВС, способных эффективно выполнить весь комплекс транспортных задач регионального и местного воздушного сообщения [1, 2]. На современном этапе для авиакомпаний важно создание базового типоразмерного ряда винтовых самолётов в установленные Комплексной программой сроки.

² Государственный реестр гражданских воздушных судов Российской Федерации: Приказ Минтранса России от 5 декабря 2013 г. № 457 «Об утверждении Административного регламента Федерального агентства воздушного транспорта предоставления государственной услуги по государственной регистрации гражданских воздушных судов и ведению Государственного реестра гражданских воздушных судов Российской Федерации».

Актуальность задачи

Несмотря на то, что создаваемый в рамках Комплексной программы базовый типоразмерный ряд лёгких и региональных ВС не включает в себя винтовые самолёты классов 14 и 30 мест, а также реактивные самолёты классов 50 и 70 мест, он способен, как показывает практика, обеспечить выполнение основного объёма перевозок регионального и местного значения (сегодня представители базового типоразмерного ряда составляют >70 % численности парка региональных самолётов). Тем не менее, отсутствие в парке некоторых типоразмеров определяет дополнительные потребности в поставках самолётов смежных с ними классов. В частности, отсутствие в парке самолётов класса 30 мест нашло отражение в Комплексной программе в виде повышенных планов производства 19-местного L-410 и 44-местного ТВРС-44 «Ладога».

Однако из-за санкций лицензионное производство L-410 в России в 2023 году прекращено [3]. В результате, в составе типоразмерного ряда планируемых к производству турбовинтовых самолётов возник функциональный разрыв между ЛМС-901 (9 мест) и ТВРС-44 (44 места), которые создаются на замену Ан-2 и Ан-24. Это критично для обеспечения местных и региональных перевозок, учитывая отсутствие предложений отечественных самолётов не только в классе 19 мест, но также в классах 14 и 30 мест.

В действующем коммерческом парке классы 19 и 30 мест главным образом представлены 19-местными L-410, ДНС-6-400 (около 50 ед. или 60 % численности всех самолётов этих классов). Трудности с поддержанием лётной годности в условиях санкций чреваты вынужденной остановкой их эксплуатации [4]. Причём возможность замены 19-местных на 50-местные самолёты ограничена параметрами обслуживаемой ими сети авиаперевозок – в основном в Дальневосточном, Сибирском и Северо-Западном федеральных округах. В первую очередь это связано с необходимостью выполнения полётов на аэродромы и посадочные площадки с длиной взлётно-посадочной полосы (ВПП) ≤ 1000 м. Так, в 2021 году две трети местных авиалиний (свыше 400 ед.) использовали ВПП длиной до 1000 м и отличались недостаточной для 50-местных самолётов интенсивностью перевозок. При этом подавляющее большинство этих авиалиний не имеют круглогодичной транспортной альтернативы, что обуславливает их социальную значимость.

Это определяет необходимость оперативного создания самолёта на замену L-410 и актуальность для отечественной гражданской авиации задачи исследования его рациональных характеристик.

Постановка и решение задачи

Эксплуатация самолёта на авиалиниях, характеристики которых не соответствуют его транспортным возможностям, ведёт к неоправданному росту себестоимости перевозок по сравнению с самолётом более рационального типоразмера. Поэтому важным критерием выбора характеристик перспективного самолёта является их соответствие ожидаемым условиям эксплуатации на сети авиалиний, для обслуживания которой этот тип ВС создаётся (в первую очередь, по таким параметрам, как уровень пассажиропотоков, требуемые дальности перевозок, располагаемые длины ВПП). При этом необходимо учитывать наличие в парке самолётов смежных классов, в конкуренции с которыми будет формироваться рациональная сфера применения создаваемого самолёта [2].

Учитывая текущий состав парка авиакомпаний и типоразмерного ряда Комплексной программы, характеристики нового самолёта на замену L-410 должны обеспечить выполнение перевозок не только на авиалиниях, характерных для класса 19 мест, но и частично на авиалиниях, характерных для 30-местных ВС, в условиях конкуренции с ближайшим старшим типом (ТВРС-44). Тем не менее, существующая востребованность 19-местного L-410 на рынке перевозок и необходимость его замены в сжатые сроки определяют целесообразность сохранения пассажироместимости нового самолёта на уровне 19 мест. Это максимальная вместимость

в рамках сертификационных требований к лёгким самолётам НЛГ-23 [5], менее жёстких, чем требования НЛГ-25 [6] для самолётов транспортной категории (более 19 пассажирских мест).

Определение рациональных характеристик самолёта на замену L-410 опирается на результаты исследования существующих характерных областей применения и конкуренции для самолётов рассматриваемого и смежных классов пассажировместимости на сети местных и региональных авиалиний. В рамках исследования условием отнесения авиалинии к числу наиболее характерных принято соответствие её характеристик тем диапазонам значений протяжённости, интенсивности пассажиропотока и располагаемой длины ВПП, в пределах которых существует высокая концентрация перевозок самолётов этого класса. Исходя из уровня концентрации перевозок, авторами установлены диапазоны характеристик авиалиний, соответствующие трём вложенным областям применения самолётов определённого класса:

- область “all” – область фактического применения – диапазон значений характеристик авиалиний, на который приходится практически весь объём перевозок самолётов данного класса (90–100 %);

- область “max” – область массового применения – диапазон значений характеристик авиалиний, расположенный внутри области “all” (в её части с наиболее высокой плотностью распределения объёмов перевозок) и охватывающий 60–70 % объёма перевозок самолётов данного класса;

- область “maxmax” – область наиболее интенсивного применения – относительно узкий диапазон значений характеристик авиалиний, расположенный внутри области “all” (в её части с максимально высокой плотностью распределения объёмов перевозок) и охватывающий ≈25 % объёма перевозок самолётов данного класса.

Исследования показали, что в координатах «протяжённость – пассажиропоток» области массового применения (“max”) винтовых самолётов на 50 мест и самолётов классов 19 и 30 мест в значительной мере пересекаются, включая авиалинии протяжённостью (200–1200) км с пассажиропотоком до 30 тыс. пасс./год (табл. 2). Пересечение областей массового применения отражает наличие конкуренции между самолётами смежных классов, остроту и масштаб которой в общем случае характеризует зона пересечения областей их наиболее интенсивного применения (“maxmax”). Но для рассматриваемых классов самолётов области их наиболее интенсивного применения не пересекаются, а дополняют друг друга. Так, область “maxmax” винтовых самолётов на 50 мест включает авиалинии протяжённостью (600–1000) км, а классы на 19, 30 мест – менее 600 км, при этом области “maxmax” для классов 19 и 30 мест разделены по пассажиропотоку: 2–5 и 5–10 тыс. пасс./год, соответственно.

Таблица 2

Параметры характерных областей применения самолётов

Класс самолёта	Область “all”			Область “max”			Область “maxmax”		
	%	км	тыс. пасс.	%	км	тыс. пасс.	%	км	тыс. пасс.
19 мест	91	<1200	<30	63	200–600	0–10	24	200–600	2–5
30 мест	100	<1000	<10	71	400–800	2–10	23	400–600	5–10
50 мест с ТВД*	99	<2000	<70	61	400–1200	2–30	27	600–1000	5–20

Примечания:

% – доля авиалиний области в общем объёме перевозок самолётов класса;

км – протяжённость авиалиний области;

тыс. пасс. – годовой пассажиропоток на авиалиниях области;

* – турбовинтовой двигатель.

Отсутствие острой конкуренции между винтовыми самолётами на сети местных и региональных авиалиний подтверждает рациональность существующего типоразмерного ряда. На практике критерием его рациональности является достижение компромисса между изменением потенциальной ёмкости рынка самолётов и изменением себестоимости авиаперевозок при переходе от типоразмера к типоразмеру. Причём самолёты классов 19 и 30 мест пока ещё недостаточно представлены в российском парке, но имеют потенциал роста объёмов применения, о чём, в том числе, свидетельствует наличие авиалиний, по своим характеристикам соответствующих области их массового применения, но обслуживаемых сегодня другими классами самолётов.

Сфере массового применения самолётов классов 19, 30 и 50 мест присущи не только ограничения по протяжённости линии и пассажиропотоку, но и значительная доля перевозок с коротких и грунтовых ВПП. Условиям их массового применения соответствуют около 650 авиалиний, опирающихся на аэродромы с длиной ВПП до 2000 м, пассажиропоток на которых в 2021 году составил около 1 млн пассажиров. Причём авиалинии с длиной ВПП 500–1500 м (протяжённость до 1200 км и пассажиропоток до 20 тыс. пасс./год) обслуживаются только самолётами рассматриваемых классов, в том числе авиалинии протяжённостью до 800 км с пассажиропотоком до 10 тыс. пасс./год в основном обслуживаются самолётами класса 19 мест.

Самолёты класса 19 мест как в области “all” (рис. 1), так и в области “max” > 40 % перевозок выполняли с грунтовых ВПП, почти 60 % перевозок – с ВПП длиной менее 1500 м (примерно половина из которых приходилась на авиалинии с ВПП длиной до 1000 м). Старшие классы не используются на авиалиниях с длиной ВПП до 1000 м не только в силу особенностей их взлётно-посадочных характеристик, но и в связи с тем, что подавляющее большинство таких авиалиний (около 90 %) имеют пассажиропоток менее 2 тыс. пасс./год, что не обеспечивает рациональной загрузки самолётов на 30 и более мест. Между тем, до 30 % перевозок самолётов класса 30 мест приходилось на ВПП длиной 1000–1500 м.

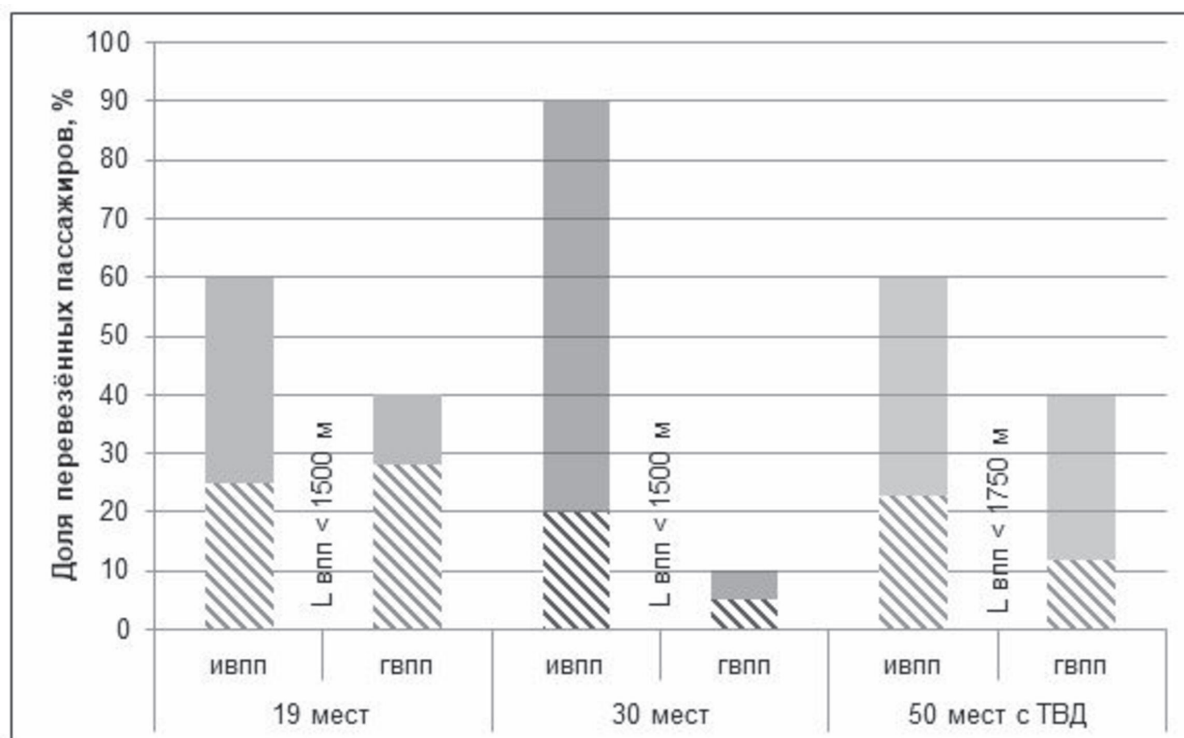


Рис. 1. Структура объёмов перевозок, выполненных самолётами разных классов, в части вида покрытия и длины использованных ВПП (2021 г.): ИВПП – искусственная ВПП; ГВПП – грунтовая ВПП. Указанные на рисунке значения $L_{ВПП}$ относятся к заштрихованным частям гистограммы соответствующего класса самолётов

Наибольший спрос на использование винтовых самолётов наблюдается в районах Дальнего Востока, Сибири и Севера, где авиация зачастую является единственным средством обеспечения круглогодичной транспортной доступности населённых пунктов и промышленных объектов. Но при этом местное воздушное сообщение в этих районах характеризуется, как правило, небольшими пассажиропотоками, что в совокупности с экономическими и природными условиями ограничивает эффективность строительства сети крупных аэродромов. Самолёты классов 19 и 30 мест выполняют 75–95 % своих перевозок на местных и региональных авиалиниях этих районов, что и обуславливает значительную долю авиалиний с короткими и грунтовыми ВПП в их структуре перевозок. Эксплуатация в условиях Дальнего Востока, Сибири и Севера на разреженной и не всегда достаточно оборудованной аэродромной сети определяет повышенные требования к лётно-техническим и эксплуатационным характеристикам самолёта для местных воздушных линий.

Результаты

Исходя из анализа характерных областей и условий применения пассажирских самолётов разных классов, а также планов промышленности по их производству в среднесрочной перспективе, определено, что новый тип ВС на замену L-410 должен быть ориентирован на сеть авиалиний, характерных для применения 19-местных самолётов, но будет также массово использоваться для обслуживания части сети авиалиний, характерных для применения 30-местных ВС.

В целом сеть авиалиний самолётов классов 19 и 30 мест характеризуется дальностями полёта до 1200 км и использованием ВПП различной длины, включая грунтовые. Но основная сфера применения этих самолётов включает авиалинии протяжённостью до 800 км с пассажиропотоком до 10 тыс. пассажиров в год, использующие преимущественно аэродромы с ВПП длиной ≥ 1000 м. Географически основные объёмы применения этих самолётов связаны с районами Дальнего Востока, Сибири и Севера России.

Хотя основные объёмы применения самолётов классов 19 и 30 мест лежат в области авиалиний протяжённостью до 800 км, новый самолёт на замену L-410 должен обеспечить возможность выполнения полёта на значительно большие расстояния. Это обусловлено не только наличием более протяжённых авиалиний с малыми пассажиропотоками, но и особенностями аэродромной сети в районах их преимущественного использования: ограниченностью выбора запасных аэродромов, возможным отсутствием заправки топливом в части пунктов посадки. Последнее требует возможности выполнения полёта без заправки вплоть до дальности 1500 км, превышающей вдвое протяжённость авиалинии.

Аэродромы с короткими ВПП (менее 1000 метров) количественно играют значимую роль в обеспечении транспортной доступности в восточных и северных регионах страны. Тем не менее, перевозки с их использованием для 19-местных самолётов составляют менее 30 % (рис. 2). Поэтому обеспечение возможности эксплуатации при максимальной взлётной массе с ВПП длиной порядка 1000 м представляется рациональным компромиссным решением для нового самолёта на замену L-410. Оно позволит:

- вследствие умеренных требований к длине ВПП достичь рациональных лётных и экономических характеристик крейсерского полёта;
- использовать новый самолёт без ограничений по взлётной массе на большей части сети авиалиний, характерных для ВС классов 19 и 30 мест;
- без потери эффективности использовать новый самолёт на части авиалиний с более короткими ВПП (≤ 1000 м), так как протяжённость многих из них позволит выполнять полёты при взлётной массе меньше, чем максимальная сертифицированная, но при реализации максимальной пассажирской загрузки.

Ужесточение требований к потребной длине ВПП для нового самолёта на замену L-410 представляется нецелесообразным, так как перевозки с наиболее коротких ВПП характеризуются малыми пассажиропотоками и могут осуществляться лёгким 9-местным самолётом ЛМС-901, начало серийного производства которого запланировано Комплексной программой в 2024 году.

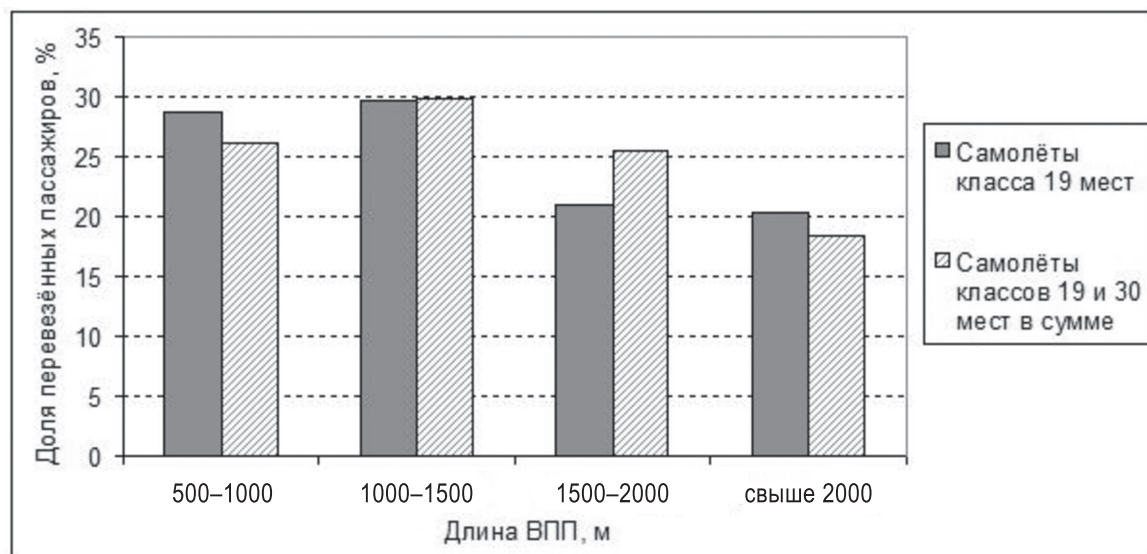


Рис. 2. Распределение перевозок самолётов классов 19 и 30 мест по аэродромам с разной длиной ВПП (область “таж”)

Таким образом, для нового самолёта на замену L-410 представляется рациональным сохранить максимальную пассажировместимость 19 мест, обеспечить практическую дальность полёта с максимальной пассажирской загрузкой до 1500 км при потребной длине ВПП на уровне 1000 м (при максимальном взлётном весе в условиях МСА). Для современных самолётов этого класса также характерна крейсерская скорость максимальной дальности не менее 400 км/ч, что расширяет сферу применения винтовых самолётов на рынке пассажирских перевозок (табл. 3).

В условиях северных регионов величина максимальной коммерческой нагрузки оценивается на уровне 110–115 кг в расчёте на пассажирское место. Эксплуатация самолёта должна обеспечиваться в условиях значительного бокового ветра (до 12 м/с), в широком диапазоне температур наружного воздуха у земли (от -55°C до $+45^{\circ}\text{C}$) при сохранении работоспособности конструкции после стоянки при температурах от -60°C до $+65^{\circ}\text{C}$.

Таблица 3

Предварительные целевые обликотиповые характеристики нового отечественного самолёта на замену L-410

Параметр	Предложение	L-410UVP-E20
Расчётная компоновка экономического класса: - количество пассажирских мест, ед. - суммарный объём багажных отделений (кроме багажных полок) в расчёте на 1 пассажирское место, м ³ /пасс.	19 не менее 0,185	19 0,077
Максимальная коммерческая нагрузка в расчёте на 1 пассажирское место, кг/пасс.	110–115	90
Практическая дальность полёта с максимальной пасс. загрузкой при расчётной компоновке (100 кг/пасс.), км	1200-1500	510 (90 кг/пасс.)
Крейсерская скорость максимальной дальности, км/ч	400 или более	317

Окончание таблицы 3

Параметр	Предложение	L-410UVP-E20
Потребная длина ВПП с искусственным покрытием при максимальной взлётной (посадочной) массе, м	1000–1100	950
Минимальная прочность грунтового покрытия ВПП при максимальной взлётной (посадочной) массе, кгс/см ²	5,0–6,0	6,0
Разрешённая величина боковой составляющей ветра при выполнении взлёта и посадки (сухая ВПП), м/с	не менее 12	10

Эксплуатация в отдалённых восточных и северных регионах определяет особые требования к самолёту не только по климатическим условиям, но и по характеристикам аэронавигационного и составу аварийно-спасательного оборудования, условиям проведения технического обслуживания, а также необходимость выполнения полётов без ограничений по географической широте и времени суток, в простых и сложных метеоусловиях, при интенсивном обледенении, над безориентирной местностью. Навигационное оборудование должно обеспечивать как полёты на периферию в отсутствие диспетчерского сопровождения, так и в региональные центры, где действуют требования к аэронавигационному обслуживанию. Для этого пилотажно-навигационный комплекс должен соответствовать перспективной аэронавигационной системе как в части спецификаций и процедур PBN на маршруте и в районе аэродрома, так и в отношении системы наблюдения и связи на основе спутниковых технологий.

Заключение

Представленные результаты позволяют заключить, что для обеспечения местных и региональных воздушных перевозок в условиях прекращения лицензионного производства L-410 целесообразно оперативное создание на его замену нового 19-местного самолёта, оснащённого вновь разрабатываемыми авиадвигателями.

Область применения нового самолёта в транспортных системах страны в основном будет определяться дальностями перевозок до 1200–1500 км, пассажиропотоками до 10 тыс. пассажиров в год и использованием аэродромов с ВПП различных размеров, включая недостаточно оборудованные. Исходя из этого, лётно-технические характеристики самолёта на замену L-410 должны остаться в пределах требований НЛГ-23 и возможностей существующих уже апробированных технологий, что обеспечит создание самолёта в сжатые сроки.

Новый самолёт должен эффективно дополнить разрабатываемый типоразмерный ряд отечественных самолётов, заняв нишу между самолётами ЛМС-901 «Байкал» (9 мест) и ТВРС-44 «Ладога» (44 места). Для этого он должен обеспечивать современный уровень конкурентоспособности лётных и экономических характеристик, соответствующих условиям эксплуатации. Окончательный выбор обликковых характеристик нового самолёта потребует конструктивной проработки проекта, достаточной для проведения параметрической оценки их влияния на его технико-экономические характеристики и эффективность применения в составе перспективного парка ВС.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

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

2. Проведение ежегодных исследований по комплексной оценке состояния парка ВС российских авиакомпаний и подготовка предложений по актуальным вопросам его развития на основе анализа предложений и технико-экономических показателей новой и модернизированной авиационной техники: Отчёт о научно-исследовательской работе. Москва: ГосНИИ ГА, 2018–2019. С. 34–52.
3. Авиационное транспортное обозрение [Электронный ресурс]. URL: <http://www.ato.ru/content/proizvoditel-regionalnyh-samoletov-l-410-bolshe-ne-prinadlezhit-rossii?slink=super>, свободный (дата обращения: 08.09.2023).
4. ГК «РосБизнесКонсалтинг» [Электронный ресурс]. URL: <https://www.rbc.ru/business/06/09/2023/64f7232c9a794785434f85d2> (дата обращения: 18.08.2023).
5. Авиационные правила. Часть 23. Нормы лётной годности гражданских лёгких самолётов. Москва: МАК, 2014. 70 с.
6. Авиационные правила. Часть 25. Нормы лётной годности самолётов транспортной категории. 5-е издание. МАК. 2009. 80 с.

References

1. Stradomskiy O. Yu., Samoylov I. A., Lesnichiy I. V., Samoylov V. I., Kipcharskiy D. A. Monitoring of the air transportation market and fleet of Russian airlines, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2020, no. 32, pp. 17–28. (In Russ.)
2. Provedenie ezhegodnykh issledovaniy po kompleksnoj otsenke sostoyaniya parka VS rossijskikh aviakompanij i podgotovka predlozhenij po actual'nyh voprosam ego razvitiya na osnove analiza predlozhenij i tekhniko-ehkonomicheskikh pokazatelej novoj i modernizirovannoj aviatsionnoj tekhniki: Otchyot o nauchno-issledovatel'skoj rabote, Moscow, GosNII GA, 2018–2019, pp. 34–52. (In Russ.)
3. Aviatcionnoe transportnoe obozrenie [Electronic resource], available at: <http://www.ato.ru/content/proizvoditel-regionalnyh-samoletov-l-410-bolshe-ne-prinadlezhit-rossii?slink=super>, free (accessed: 08.09.2023).
4. GK “RosBiznesKonsalting” [Electronic resource], available at: <https://www.rbc.ru/business/06/09/2023/64f7232c9a794785434f85d2> (accessed: 08.18.2023). (In Russ.)
5. Aviatcionnye pravila. Part 23. Normy lyotnoj godnosti grazhdanskikh legkikh samolyotov. MAK Publ., 2014, 70 p. (In Russ.)
6. Aviatcionnye pravila. Part 25. Normy lyotnoj godnosti samolyotov transportnoj kategorii. 5th ed. MAK Publ., 2015, 80 p. (In Russ.)

Информация об авторах

Страдомский Олег Юрьевич, кандидат технических наук, директор Авиационного сертификационного центра, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, ascgosniiga@mail.ru

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

Лесничий Игорь Владимирович, кандидат экономических наук, заместитель начальника отдела, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, aviamarket@gosniiga.ru

Самойлов Владислав Игоревич, кандидат экономических наук, старший научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, aviamarket@gosniiga.ru

Authors information

Stradomskiy Oleg Yu., Candidate of Sciences (Engineering), Director of Aviation Certification Center, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, ascgosniiga@mail.ru

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

Lesnichiy Igor V., Candidate of Sciences (Economics), Deputy Head of Department, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, aviamarket@gosniiga.ru

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

Статья поступила в редакцию 26.10.2023; одобрена после рецензирования 27.11.2023; принята к публикации 05.12.2023.

The article was submitted 26.10.2023; approved after reviewing 27.11.2023; accepted for publication 05.12.2023.

Научная статья
УДК 621.396.677:656.71

К ВОПРОСУ О ПРИМЕНЕНИИ ДВУХДИАПАЗОННОЙ ЛИНЕЙНОЙ АНТЕННЫ В РАЙОНЕ АЭРОДРОМА

О. В. ПАТРИКЕЕВ¹, Д. С. АДАМОВ², А. Э. АВЕТЯН¹

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

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

Аннотация. При организации воздушного движения (ОрВД) для управления воздушными судами (ВС) и наземными средствами используются различные системы радиосвязи, работающие в диапазоне высоких (ВЧ), очень высоких (ОВЧ) и ультравысоких (УВЧ) частот. Обычно в качестве антенн для наземных стационарных систем связи этих диапазонов применяются широкополосные диско-конусные антенны, имеющие стабильные характеристики в широком диапазоне частот. Однако особенности конструкции этих антенн затрудняют их установку на подвижные транспортные средства, поэтому на автомобили целесообразно устанавливать несимметричные четвертьволновые вибраторы, в частности, автомобильные антенны с магнитными креплениями. Проведено исследование характеристик относящейся к этому виду антенны WH-14M путём моделирования в программе MMANA. Результаты исследования могут применяться при организации подсистем управления наземным аэродромным транспортом.

Ключевые слова: организация воздушного движения, воздушное судно, подвижная радиосвязь, линейная антенна, четвертьволновые вибраторы, моделирование, транспортные системы страны

Для цитирования: Патрикеев О. В., Адамов Д. С., Аветян А. Э. К вопросу о применении двухдиапазонной линейной антенны в районе аэродрома // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 45. С. 82–92.

ON THE ISSUE OF THE USE OF A DUAL-BAND LINEAR ANTENNA NEAR THE AIRFIELD

O. V. PATRIKEEV¹, D. S. ADAMOV², A. E. AVETYAN¹

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

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

Abstract. When managing air traffic, various radio communication systems operating in the range of very high and ultra-high frequencies are used to control aircraft and ground vehicles. Usually, wide-band disccone antennas with stable performance within a wide frequency range are used as antennas for ground-based stationary communication systems of these wave ranges. The design features of these antennas make it difficult to install them on vehicles. When organizing mobile radio communications to control ground airfield vehicles, it is advisable to install asymmetric quarter-wave vibrators on cars. Car antennas with magnetic mounts are quite versatile devices, for example, the WH-14M antenna. The research conducted the simulation using MMANA software to study the characteristics of this antenna.

Keywords: air traffic management, aircraft, mobile radio communication, linear antenna, quarter-wave vibrators, modeling, transport systems of the country

For citation: Patrikeev O. V., Adamov D. S., Avetyan A. E. On the issue of the use of a dual-band linear antenna near the airfield, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 45, pp. 82–92. (In Russ.)

Введение

В последние десятилетия объём пассажирских и грузовых авиаперевозок неуклонно растёт. Это приводит к повышению плотности воздушного движения, загруженности аэродромных зон и воздушных трасс, что, в свою очередь, ужесточает требования к безопасности полётов [1]. Это, в свою очередь, означает необходимость полной и достоверной информации о функционировании систем радиотехнического обеспечения полётов и авиационной электросвязи (РТОПиС), всестороннего анализа процессов, происходящих внутри них, а также организации всеобъемлющего контроля за состоянием элементов авиационной системы и активного управления качеством их функционирования [2].

Одной из таких систем является система управления и контроля наземным движением – Advanced Surface Movement Guidance and Control System (A-SMGCS). Она представляет собой независимую кооперативную систему слежения нового уровня. В основу работы системы положен принцип определения собственных координат всех участников движения в пределах аэродрома и трансляции этих данных на пункт ОрВД [3]. Это возможно путём использования аппаратуры передачи данных, составной частью которой является антенная система, установленная на подвижный объект. Эффективным средством, обеспечивающим выполнения функций передачи и приёма электромагнитной энергии, являются несимметричные четвертьволновые вибраторы [4].

Цель статьи – исследование характеристик и возможности применения для управления транспортными средствами в районе аэропорта антенны WH-14M для снижения нагрузки на радиосети аэропорта ОВЧ и ВЧ диапазонов.

Антенна WH-14M

WH-14M – автомобильная двухдиапазонная (ОВЧ/УВЧ, VHF/UHF) штыревая антенна с магнитным креплением, длина антенны $L = 53$ см, диаметр провода $D = 1,8$ мм (при настройке на конкретную рабочую частоту длину антенны можно изменить)¹. В комплект поставки антенны входят коаксиальный кабель RG-58 A/U длиной 4,5 м и высокочастотный разъём PL-259. Основные технические характеристики антенны приведены в табл. 1.

Таблица 1

Основные технические характеристики антенны WH-14M

Характеристики антенны	Диапазон частот	
	ОВЧ	УВЧ
Рабочая частота антенны, МГц	144–357	419–660
Коэффициент усиления, dBi	2,5	3,5
Относительная длина, λ	1/4	3/4
КСВ на резонансной частоте, не более	1,5	1,5
Полоса пропускания (при КСВ = 1,5), МГц	7–35	30–45
Полоса пропускания (при КСВ = 2,0), МГц	27,0 (рабочая частота 173,4)	55,4 (рабочая частота 462,9)

¹ URL: http://www.anli.ru/ru/attach_file/wh14mpassport_old.pdf (дата обращения: 17.11.2023).

Окончание таблицы 1

Характеристики антенны	Диапазон частот	
	ОВЧ	УВЧ
Максимальная мощность, Вт	150	
Ветровая нагрузка, не более, км/ч	130	
Масса антенны, кг	0,4	

Графики зависимости коэффициента стоячей волны (КСВ, SWR, VSWR) для диапазонов ОВЧ и УВЧ приведены на рис. 1 и 2.

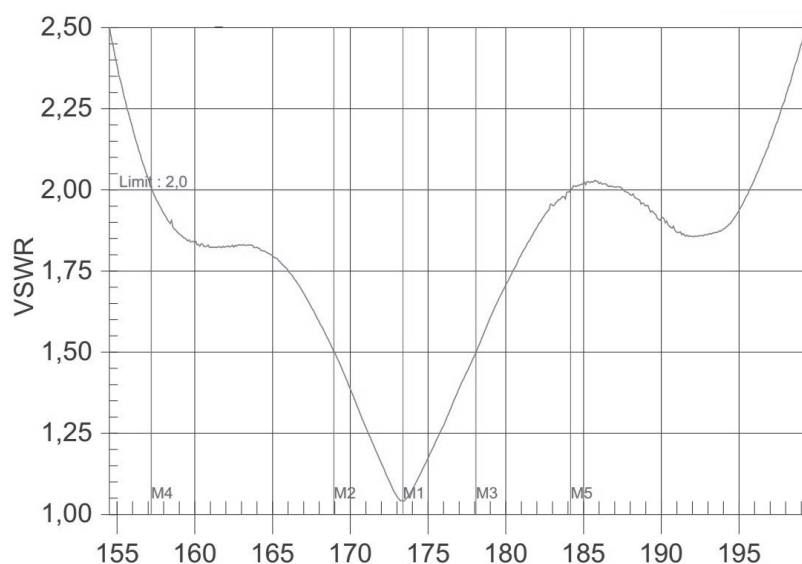


Рис. 1. КСВ антенны WH-14M для рабочей частоты 173,4 МГц

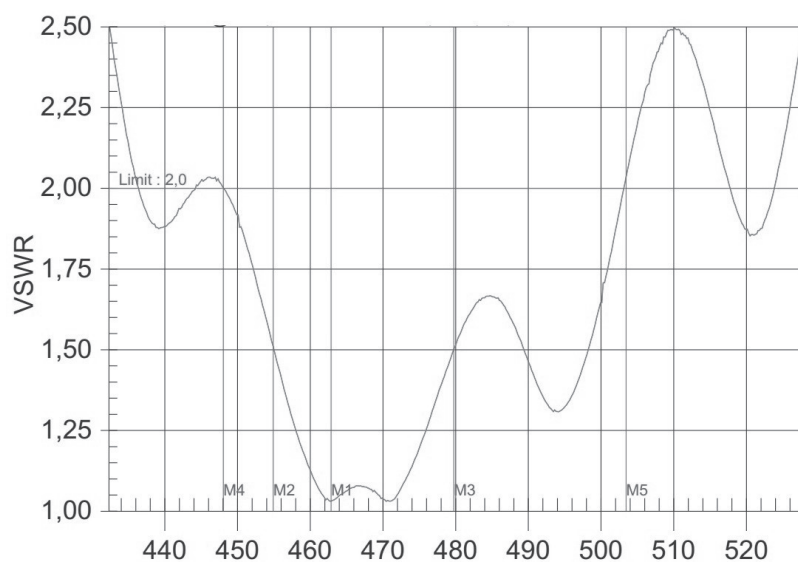


Рис. 2. КСВ антенны WH-14M для рабочей частоты 462,9 МГц

На рис. 3 и 4 приведены зависимости длины антенны от выбираемой рабочей частоты для диапазонов ОВЧ и УВЧ, позволяющие выбрать длину вибратора при работе на одной фиксированной частоте.

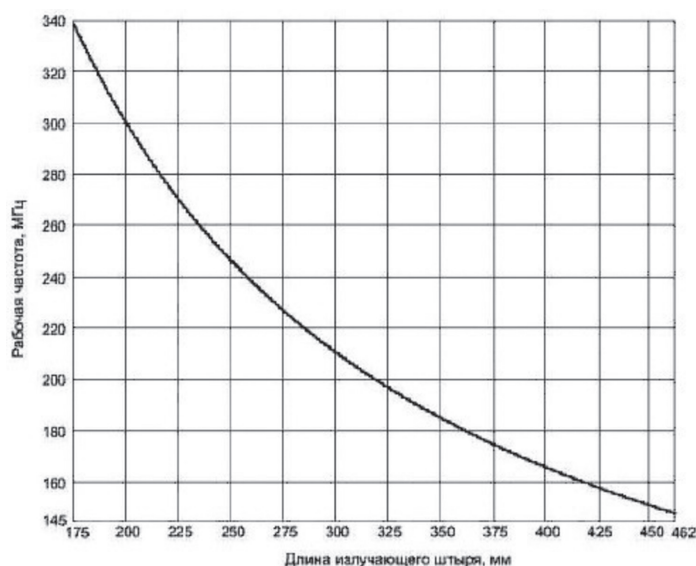


Рис. 3. Зависимость рабочей частоты от длины антенны для диапазона ОВЧ

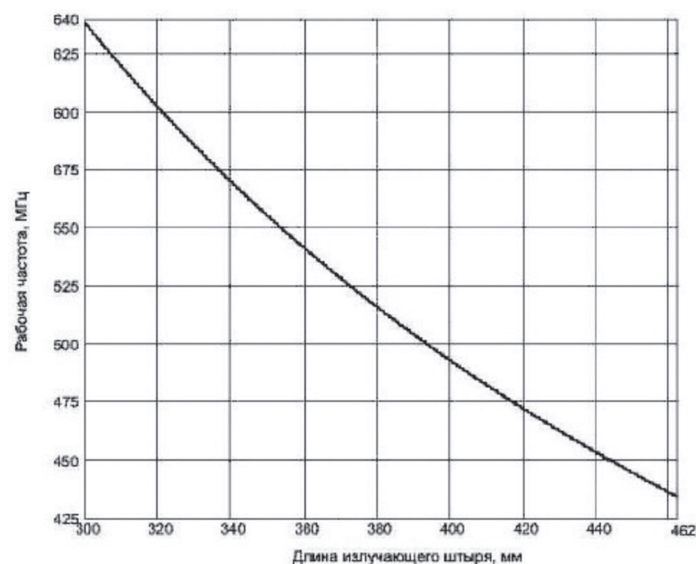


Рис. 4. Зависимость рабочей частоты от длины антенны для диапазона УВЧ

Исследование характеристик антенны WH-14M

Для исследования характеристик антенны в различных начальных условиях авторами проведено её моделирование на двух рабочих частотах 145 и 438 МГц в программном обеспечении (ПО) MMANA, предназначенном для моделирования активных проводных антенн. Данное ПО позволяет масштабировать антенну на произвольную частоту, произвести расчёт параметров устройства согласования, отобразить 2D и 3D диаграммы направленности (ДН) антенны и её амплитудно-частотную характеристику.

Учитывая, что антенна устанавливается на металлическую поверхность кузова автомобиля и является несимметричным вибратором, конструкция модели антенны предусматривает систему проводов-противовесов, имитирующих металлический экран. Вид модели антенны с распределением токов по её проводникам на частоте 145 МГц представлен на рис. 5. На этой частоте антенна является четвертьволновым вибратором. Источник питания (генератор) подключён к нижней части вертикального провода антенны и к системе из трёх противовесов, образующих осесимметричную трёхлучевую звезду с углом между лучами 120° . Так как антенна

является четвертьволновым вибратором, максимум тока находится в нижней части антенны, в точке подключения генератора.

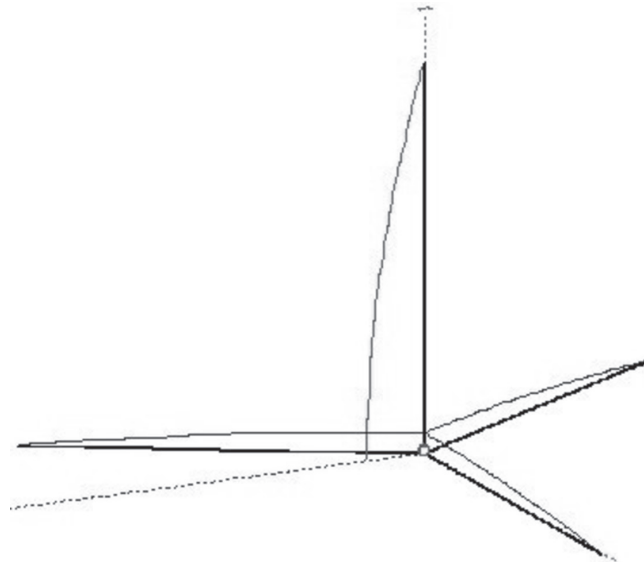


Рис. 5. Модель антенны WH-14М с распределением токов на частоте 145 МГц

Входное сопротивление антенны Z_A носит комплексный (активно-индуктивный) характер и равно $Z_A = 29,52 + 6,16 \text{ Ом}$; несмотря на это, согласование со стандартным коаксиальным кабелем с волновым сопротивлением 50 Ом находится в допустимых пределах: КСВ равен 1,73. Наличие противовеса приводит к тому, что входное сопротивление и КСВ совпадают, как при размещении антенны в свободном пространстве, так и над экраном, хотя, во втором случае, характер излучения в вертикальной плоскости изменяется: ДН становится изрезанной и отсутствует излучение в нижнюю полусферу. ДН, полученные для свободного пространства и над реальным экраном, представлены на рис. 6, 7.

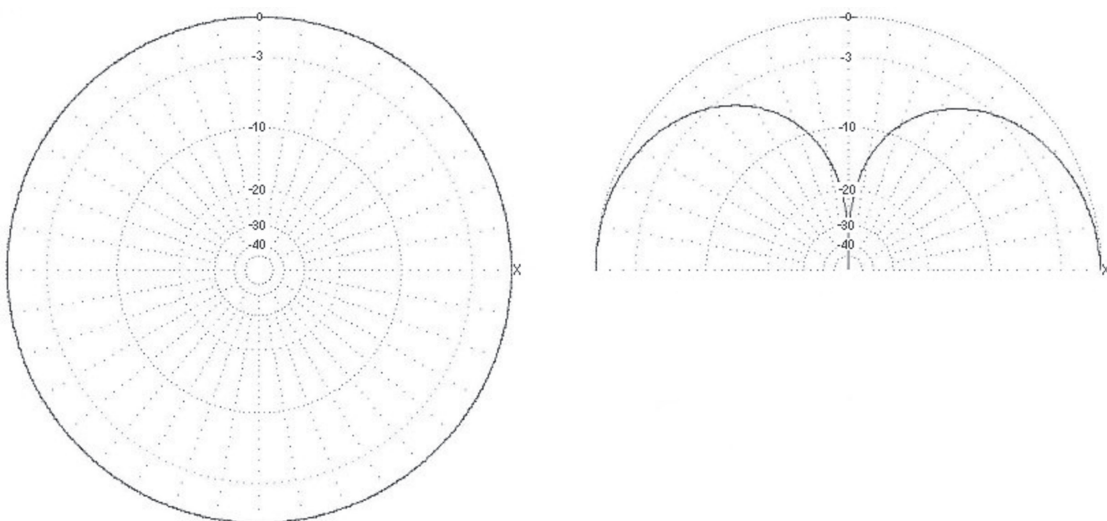


Рис. 6. ДН антенны WH-14М в свободном пространстве на частоте 145 МГц

Для определения частотных характеристик антенны проведено моделирование при расстройке относительно рабочей частоты на $\pm 4 \text{ МГц}$. Зависимость КСВ от частоты приведена на рис. 8, на графике хорошо видно, что при ограничении максимального значения $\text{КСВ} \leq 2,0$ полоса рабочих частот антенны будет равна 7 МГц.

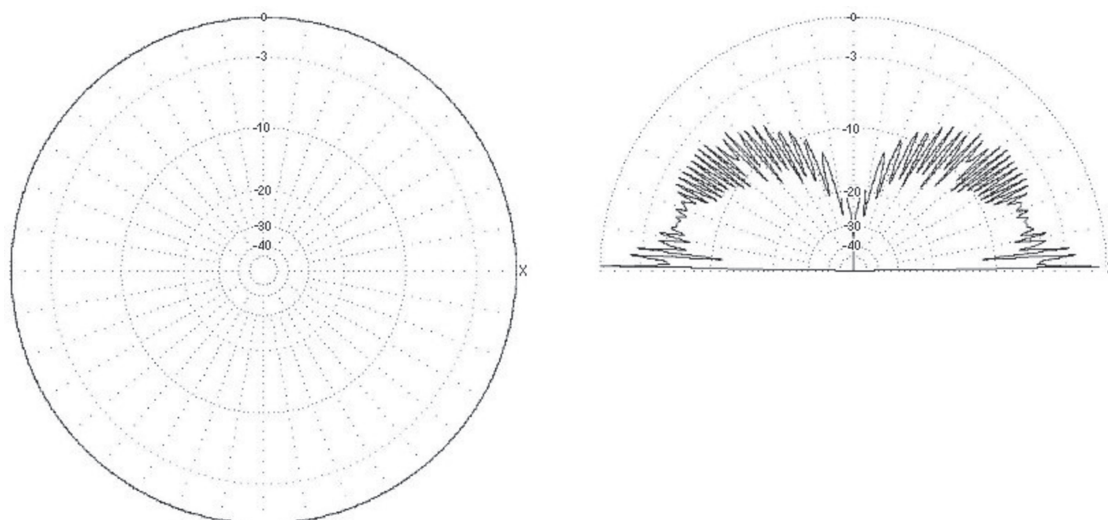


Рис. 7. ДН антенны WH-14М над экраном на частоте 145 МГц

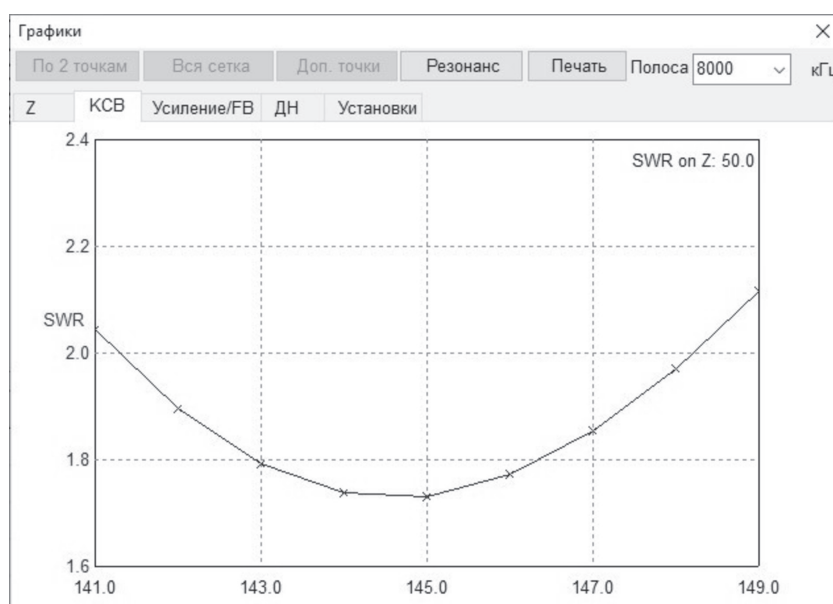


Рис. 8. КСВ антенны WH-14М для рабочей частоты 145 МГц

Исследования ДН, проведённые для этого случая, показали, что характеристики направленности в горизонтальной плоскости не зависят от частоты расстройки, а в вертикальной плоскости зависимость слабая.

Вид модели антенны с распределением токов по её проводникам на частоте 438 МГц представлен на рис. 9. На этой частоте длина антенны составляет три четверти от рабочей длины волны, а распределение тока имеет два максимума.

На этой частоте входное сопротивление $Z_A = 79,82 + 13,28 \text{ Ом}$, что обеспечивает достаточно хорошее согласование со стандартным коаксиальным кабелем с волновым сопротивлением 50 Ом: КСВ равен 1,67.

ДН, полученные для свободного пространства и над реальным экраном (земля) представлены на рис. 10, 11.

Для определения частотных характеристик антенны в диапазоне УВЧ авторами проведено моделирование при расстройке относительно рабочей частоты на $\pm 10 \text{ МГц}$. Зависимость КСВ от частоты приведена на рис. 12, на графике видно, что при ограничении максимального значения $\text{КСВ} \leq 2,0$ полоса рабочих частот антенны будет $\approx 22 \text{ МГц}$.

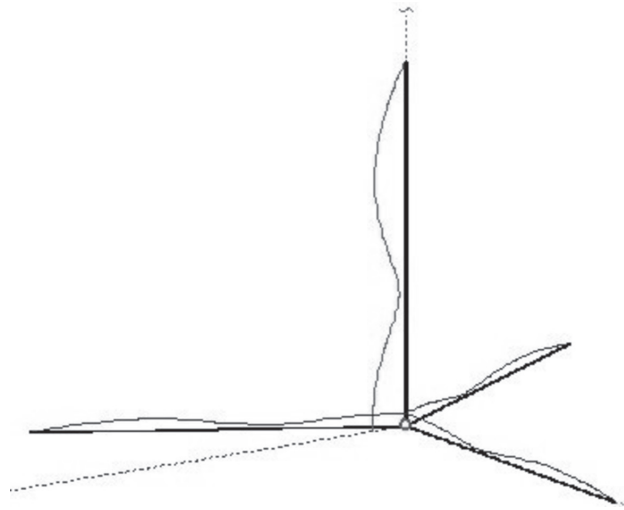


Рис. 9. Модель антенны WH-14М с распределением токов на частоте 438 МГц

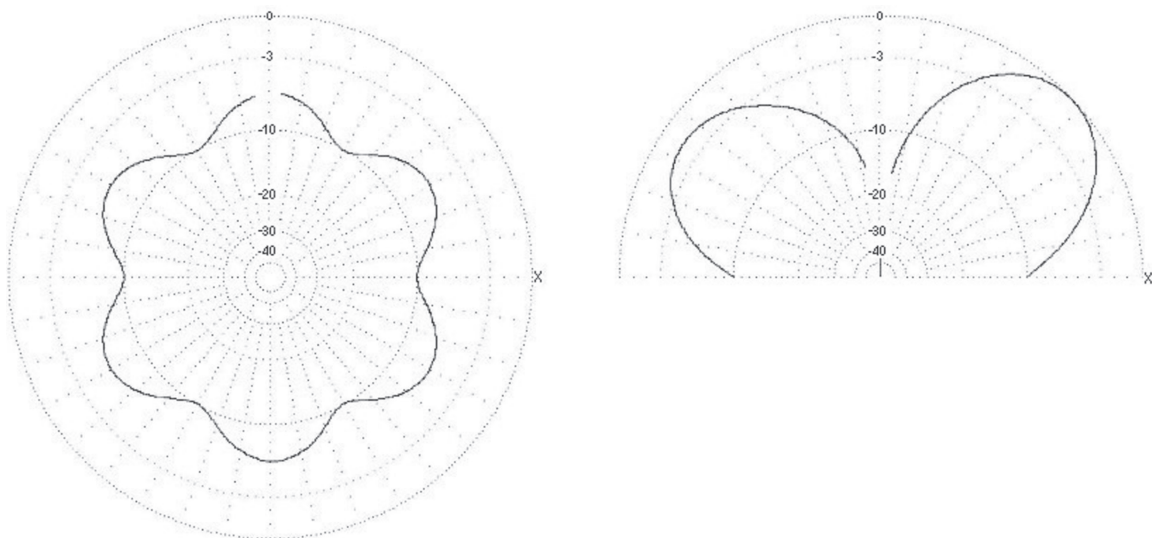


Рис. 10. ДН антенны WH-14М в свободном пространстве на частоте 438 МГц

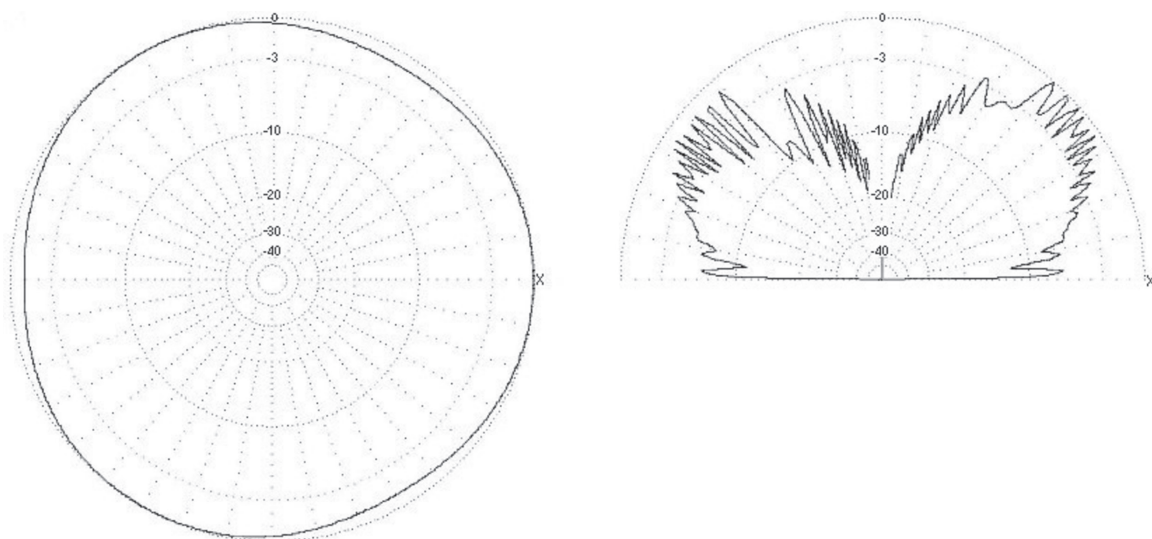


Рис. 11. ДН антенны WH-14М над экраном на частоте 438 МГц

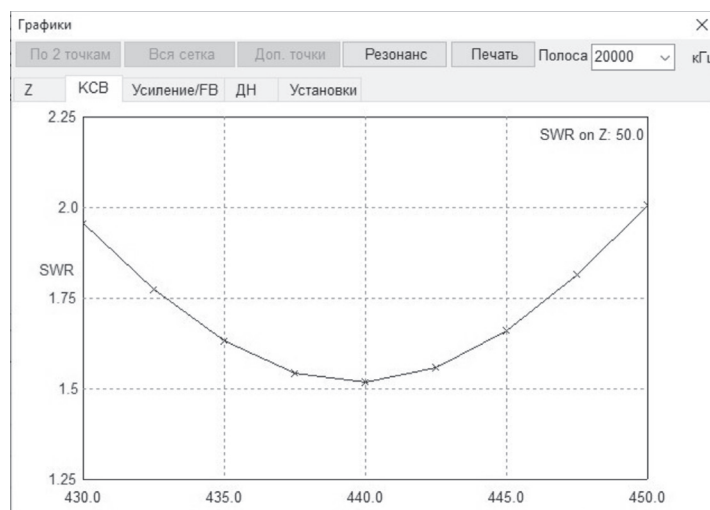


Рис. 12. КСВ антенны WH-14М для рабочей частоты 438 МГц

Исследования ДН, проведённые для этого случая, показали, что характеристики направленности в горизонтальной плоскости не зависят от частоты расстройки, а в вертикальной зависимость слабая, так же, как и для ОВЧ диапазона.

Дополнительно авторами проведён полунатурный эксперимент, заключающийся в исследовании характеристик антенны WH-14М, установленной на металлической поверхности площадью около 2 м², которая является проводящим экраном и может имитировать кузов автомобиля. В этом случае с помощью анализатора характеристик антенн Nano VNA проведена оценка волнового сопротивления и КСВ антенны на разрешённых (радиолобительских) рабочих частотах. Полученные данные в виде графиков зависимостей соответствующих параметров от частоты приведены на рис. 13, 14, 15 и 16, они полностью согласуются с результатами моделирования, что, в свою очередь, также подтверждает эффективность используемой программы моделирования MMANA.

В диапазоне ОВЧ, при работе на центральной частоте 145 МГц и при допустимой законодательством расстройке, получены незначительные колебания КСВ (рис. 13, 14): от 1,05 на частоте 145 МГц, до 1,18 на частоте 146 МГц; коэффициент бегущей волны (КБВ) при этом изменяется в пределах от 0,952 до 0,847, что говорит о хорошем согласовании антенны со стандартным коаксиальным кабелем с волновым сопротивлением 50 Ом.

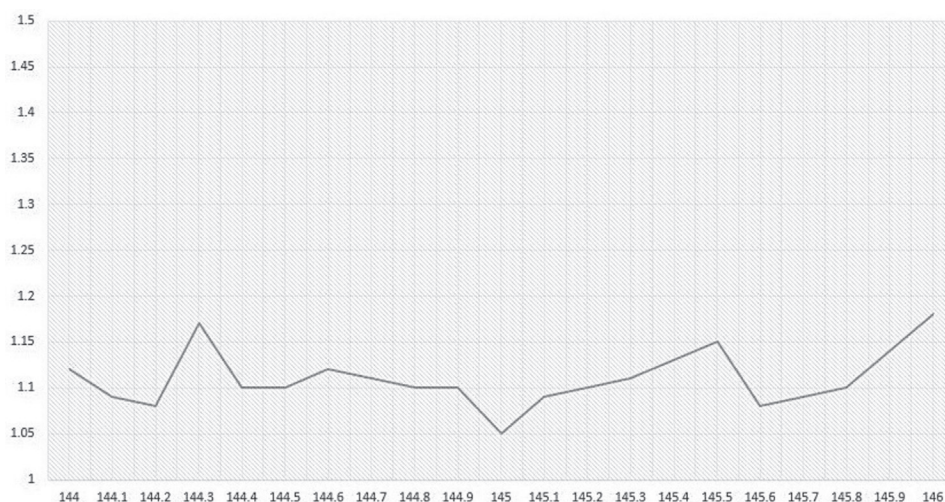


Рис. 13. КСВ антенны WH-14М, рабочая частота 145 МГц

Волновое сопротивление в этом диапазоне также изменяется в небольших пределах: от значения 45,5 Ом на частоте 146 МГц до 53,7 Ом на частоте 144 МГц, на центральной частоте 145 МГц его значение составляет 50,5 Ом. Эти результаты подтверждают высокую эффективность применения антенны WH-14М в диапазоне ОВЧ, что обусловлено её оптимальными размерами: длина антенны равна четверти длины волны λ .

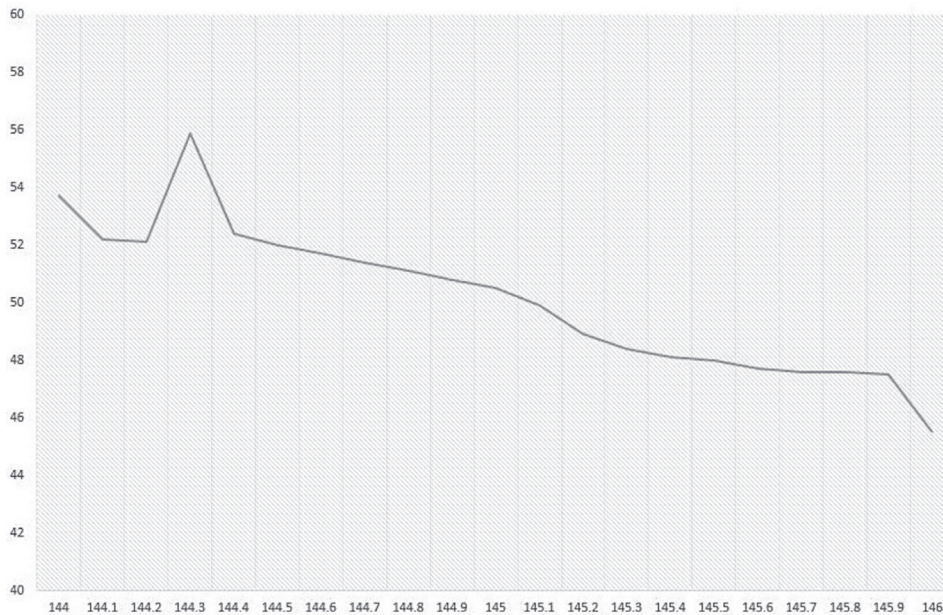


Рис. 14. Волновое сопротивление антенны WH-14М, рабочая частота 145 МГц

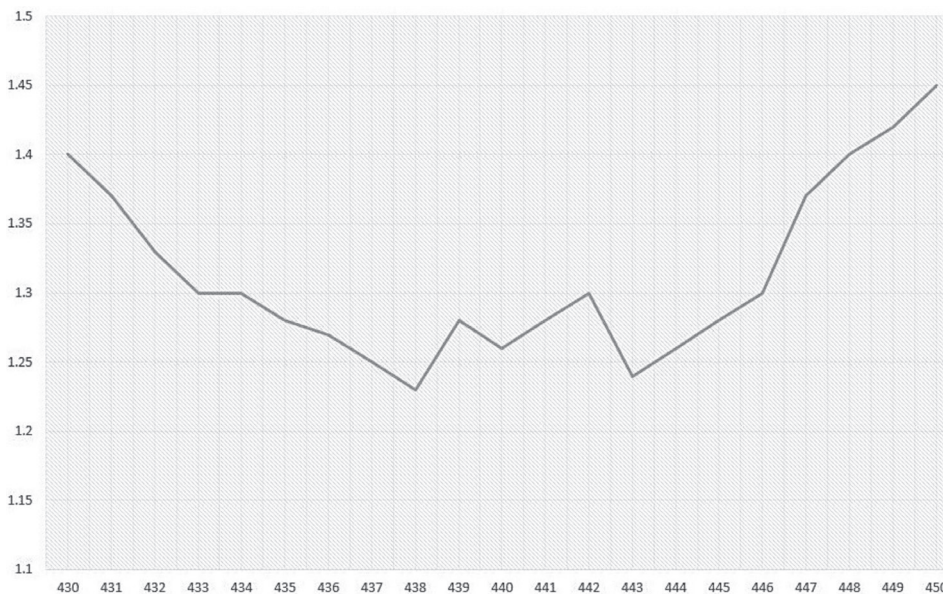


Рис. 15. КСВ антенны WH-14М, рабочая частота 438 МГц

В диапазоне УВЧ, при работе на центральной частоте 438 МГц и расстройке ± 10 МГц, получены колебания значения КСВ в пределах допустимых норм (рис. 15, 16): от 1,23 на частоте 438 МГц до 1,45 на частоте 450 МГц. Это обусловлено большим абсолютным значением расстройки по частоте: ± 10 МГц (в диапазоне ОВЧ расстройка составляет ± 1 МГц). КБВ в этом случае изменялся в пределах от 0,813 до 0,690, что обеспечивает удовлетворительное согласование антенны со стандартным коаксиальным кабелем с волновым сопротивлением 50 Ом.

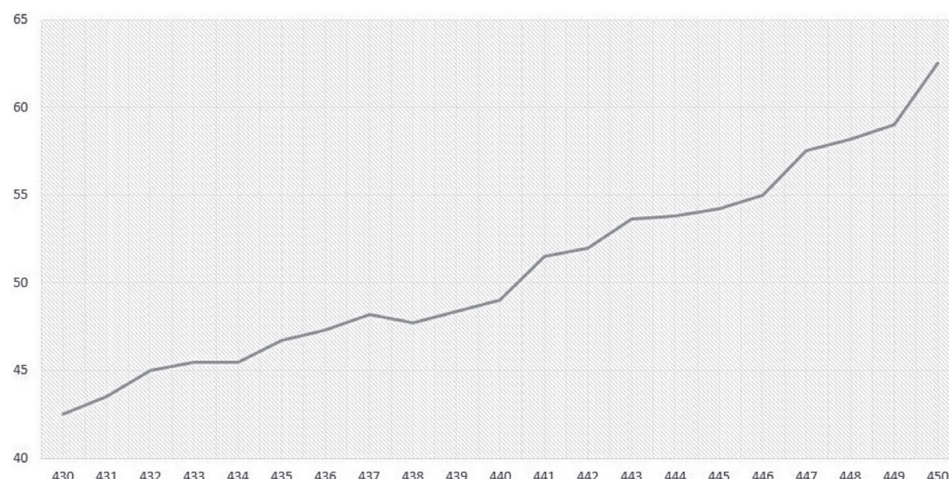


Рис. 16. Волновое сопротивление антенны WH-14M, рабочая частота 438 МГц

Заключение

Волновое сопротивление антенны WH-14M в диапазоне УВЧ изменяется в следующих пределах: от значения 42,5 Ом на частоте 430 МГц до 62,5 Ом на частоте 450 МГц, на центральной частоте 438 МГц его значение составляет 47,7 Ом. Данные результаты подтверждают эффективность применения антенны WH-14M в диапазоне УВЧ, хотя её длина, равная $3/4 \lambda$, отличается от оптимального значения $\lambda/4$.

Таким образом, полученные результаты моделирования показывают, что антенна WH-14M практически одинаково хорошо работает в диапазонах ОВЧ и УВЧ. Это расширяет возможности её применения в транспортных системах страны для управления транспортными средствами в районе аэропорта, так как переход в УВЧ диапазон снижает нагрузку на радиосети аэропорта ОВЧ и ВЧ диапазонов, следствием чего является уменьшение уровня взаимных помех и повышение надёжности радиолиний системы ОрВД [5].

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Лежанкин Б. В., Ерохин В. В., Марюхненко В. С. Системный анализ задачи определения местоположения воздушного судна в многопозиционной системе наблюдения // Информационные технологии и математическое моделирование в управлении сложными системами. 2019. № 1(2). С. 46–61. <https://elibrary.ru/zdoogt>
2. Лежанкин Б. В., Межетов М. А., Туринцев С. В. Демодуляция сигналов канала вторичной радиолокации в системе ADS-B // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. 2018. № 1. С. 32–44. <https://elibrary.ru/fwzozc>
3. Скрыпник О. Н., Лежанкин Б. В., Миронов Б. М., Малисов Н. П. Формирование радиолокационной карты подстилающей поверхности путём фильтрации случайных полей // Научный вестник МГТУ ГА. 2008. № 133. С. 60–66. <https://elibrary.ru/kvveyt>
4. Межетов М. А., Тихова А. И., Шалаев А. А. Разработка виртуального прибора идентификации сигналов для системы мониторинга авиационных линий связи // Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации: сборник трудов X Международной научно-практической конференции, Иркутск, 14–15 октября 2021 года. Том 2. Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА. 2021. С. 194–201. <https://elibrary.ru/rdgjas>

5. Межетов М. А., Григорьева Е. С., Никитич П. Т. Перспективы использования системы передачи данных LDACS для задач управления воздушным движением // Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации: Сборник трудов IX Международной научно-практической конференции, Иркутск, 15–22 октября 2020 года. Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА. 2020. С. 176–182. <https://elibrary.ru/gfcdde>

References

1. Lezhankin B. V., Erohin V. V., Marjuhnenko V. S. System analysis of the problem of determining the location of the aircraft in the multiposital observation system, *Information technology and mathematical modeling in the management of complex systems*, 2019, no. 1(2), pp. 73–76. (In Russ.)
2. Lezhankin B. V., Mezhetov M. A., Turincev S. V. Signal demodulation for the secondary radar channel of ADS-B system, *Crede Experto: transport, society, education, language*, 2018, no. 1, pp. 32–44. (In Russ.)
3. Skrypnik O. N., Lezhankin B. V., Mironov B. M., Malisov N. P. Formirovanie radiolokacionnoj karty podstilajushhej poverhnosti putjom fil'tracii sluchajnyh polej, *Civil Aviation High Technologies*, 2008, no. 133, pp. 60–66. (In Russ.)
4. Mezhetov M. A., Tihova A. I., Shalaev A. A. Virtual signal identification device development, *Collection of materials of X International scientific and practical conference "Aktual'nye problemy i perspektivy razvitija grazhdanskoj aviacii"*, Irkutsk, 14–15 October 2021, vol. 2, Irkutsk Branch of the MSTU CA Publ., pp. 194–201. (In Russ.)
5. Mezhetov M. A., Grigor'eva E. S., Nikitich P. T. Perspektivy ispol'zovanija sistemy peredachi dannyh LDACS dlja zadach upravlenija vozdušnym dvizheniem, *Collection of materials of IX International scientific and practical conference "Aktual'nye problemy i perspektivy razvitija grazhdanskoj aviacii"*, Irkutsk, 15–22 October 2020, Irkutsk Branch of the MSTU CA Publ., pp. 176–182. (In Russ.)

Информация об авторах

Патрикеев Олег Викторович, кандидат технических наук, доцент, Иркутский филиал Московского государственного технического университета гражданской авиации, Иркутск, Россия, o.patrikeev@mstuca.aero

Адамов Даниил Сергеевич, старший преподаватель кафедры, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия, d.adamov@mstuca.aero

Аветян Александр Эдуардович, студент, Иркутский филиал Московского государственного технического университета гражданской авиации, Иркутск, Россия, aleksandr.avetyan.2000@gmail.com

Authors information

Patrikeev Oleg V., Candidate of Sciences (Engineering), Associate Professor, Irkutsk Branch of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk, Russia, o.patrikeev@mstuca.aero

Adamov Daniil S., Senior Lecturer of the Department, Moscow Technical State University of Civil Aviation, Moscow, Russia, d.adamov@mstuca.aero

Avetyan Aleksandr E., Student, Irkutsk Branch of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk, Russia, aleksandr.avetyan.2000@gmail.com

Статья поступила в редакцию 22.11.2023; одобрена после рецензирования 18.12.2023; принята к публикации 26.12.2023.
The article was submitted 22.11.2023; approved after reviewing 18.12.2023; accepted for publication 26.12.2023.

Обзорная статья

УДК 629.7.073:533.6.013.68

АНАЛИЗ ОСОБЕННОСТЕЙ ВЫПОЛНЕНИЯ БЕЗОПАСНОЙ ПОСАДКИ ВЕРТОЛЁТА ПРИ ОТКАЗЕ ДВИГАТЕЛЕЙ

А. С. МУРАВЬЕВ

Научно-производственное предприятие «Топаз», Москва, Россия

Аннотация. Опыт эксплуатации вертолётов показывает, что отказы одного или двух двигателей вертолёт обуславливает повышенные риски безопасности полётов, связанные с малой высотой полёта в сочетании с предельными значениями его скоростей. При этом умения и навыки, необходимые при выполнении посадок после отказа двигателей, у пилотов вертолётов сформированы недостаточно, что требует анализа особенностей выполнения посадки вертолёт для последующей выработки путей повышения её безопасности. Исследования выполнения безопасных посадок на вертолётах с отказавшим двигателем или на режиме самовращения несущего винта (НВ) проводятся производителями и эксплуатантами вертолётов преимущественно в максимально безопасных условиях для проведения тренировок пилотов, не в полной мере соответствующих реальным режимам эксплуатации вертолётов. По результатам анализа руководств по лётной эксплуатации (РЛЭ) и опыта эксплуатации вертолётов гражданской и государственной авиации показано, что минимизация рисков авиационных происшествий, авиационных инцидентов и предпосылок к ним при полётах на предельно малых и малых высотах требует совершенствования навыков управления вертолёт в динамически изменяющихся условиях внешней обстановки окружающей среды с учётом информационной и операционной перегрузки.

Ключевые слова: воздушный транспорт, гражданская авиация, государственная авиация, эксплуатация авиационной техники, вертолёт, авиационный двигатель, несущий винт, посадка вертолёт, подготовка пилотов вертолётов, безопасность полётов, отказ двигателя вертолёт

Для цитирования: Муравьев А. С. Анализ особенностей выполнения безопасной посадки вертолёт при отказе двигателей // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 45. С. 93–100.

ANALYSIS OF FEATURES OF PERFORMING A SAFE HELICOPTER LANDING IN THE EVENT OF ENGINE FAILURE

A. S. MURAVIEV

Research and production enterprise “Topaz”, Moscow, Russia

Abstract. Helicopter operating experience shows that failures of one or two helicopter engines cause increased flight safety risks associated with low flight altitude in combination with the maximum speed values. At the same time, the skills and abilities necessary for performing landings after engine failure are not sufficiently developed among helicopter pilots, which requires an analysis of the characteristics of performing a helicopter landing for the subsequent development of ways to improve its safety. Research into performing safe landings on helicopters with a failed engine or in self-rotating rotor mode is carried out by helicopter manufacturers and operators primarily in the safest possible conditions for pilot training, which do not fully correspond to the actual operating conditions of helicopters. Based on the results of the review of flight operating manuals and operating

experience of civil and state aviation helicopters, it was shown that minimizing the risks of aviation accidents, aviation incidents and prerequisites for them when flying at extremely low and low altitudes requires improving helicopter control in dynamically changing external conditions environment, taking into account information and operational overload.

Keywords: air transport, civil aviation, state aviation, operation of aviation equipment, helicopter, aircraft engine, main rotor, helicopter landing, helicopter pilot training, flight safety, helicopter engine failure

For citation: Muraviev A. S. Analysis of features of performing a safe helicopter landing in the event of engine failure, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 45, pp. 93–100. (In Russ.)

Введение

Отказы в полёте жизненно важных систем и агрегатов, требующие немедленной вынужденной посадки, ставят экипаж вертолёт в критическое положение [1, 2]. К наиболее опасным отказам, обуславливающим высокие риски безопасности полётов, относятся отказы одного или двух двигателей вертолёт [3, 4]. Отказ двигателей вертолёт в полёте обуславливает необходимость вынужденной посадки на неподготовленную местность, что сопряжено с большими пробегами после приземления.

Опыт эксплуатации вертолёт показывает, что имеют место ошибочные действия лётного состава как при распознавании отказов двигателей, редукторов и компонентов вертолёт, так и при выполнении вынужденных посадок вне аэродромов в случаях возникновения таких отказов [3].

Это обуславливает актуальность анализа особенностей выполнения безопасной посадки вертолёт при отказе двигателей для последующей выработки путей обеспечения безопасности.

Материалы и методы

При выполнении исследования особенностей выполнения безопасной посадки вертолёт при отказе двигателей применялись методы системного анализа, инженерной психологии и теории надёжности, проанализированы РЛЭ и опыт эксплуатации вертолёт AS350B3e, Ми-8, Ми-26Т, R-44, Ка-226, Ка-32А1, Ансат и Ка-32А11ВС в подразделениях и учебных центрах МЧС России.

Результаты и обсуждение

При отказе авиационной техники в полёте имеют место как минимум два фактора, влияющих на безопасность выполнения посадки: неисправность эксплуатируемой авиационной техники и ошибочные действия пилотов, возникающие вследствие их высокой психофизиологической напряжённости и операционной загруженности (рис. 1) [5–7].

Статистика авиационных происшествий, авиационных инцидентов и предпосылок к ним с вертолётми гражданской и государственной авиации вследствие отказов двигателя на малых и предельно малых высотах показывает, что (70–80) % таких происшествий связаны с сопутствующими ошибочными действиями членов экипажей вертолёт [8, 9].

Применяемые в настоящее время методы выполнения посадок на режиме самовращения несущего винта (РСНВ) и с одним работающим двигателем (ОРД) исходят из следующих предположений [10–14]:

- отказ в полёте одного или двух двигателей происходит обычно на высотах (200–500) м и «около экономических» скоростях полёта (при полёте на таких скоростях возникает сочетание



Рис. 1. Структура возможных условий возникновения авиационных происшествий, авиационных инцидентов и предпосылок к ним

подъёмной силы и силы лобового сопротивления, способствующее минимальному расходу (максимальной экономии) топлива), позволяющих выполнить переход на однодвигательный полѐт или в режим установившейся авторотации НВ;

- посадка вертолѐта производится на местность, позволяющую выполнить пробег после приземления, длина которого составляет (100–300) м.

Также следует отметить, что в процессе подготовки экипажей вертолѐтов, как правило, тренировка полѐтов, посадок с ОРД производится с имитацией выключения двигателя, а тренировка выполнения РСНВ – без реализации посадки.

Изложенному соответствуют условия, при которых автором проводились лѐтные исследования по определению возможности выполнения посадок с ОРД и на РСНВ и отрабатывались рекомендации по действиям пилоту в таких условиях, дополняющие РЛЭ.

Выбор таких «безопасных» условий для перехода на однодвигательный полѐт или РСНВ можно объяснить тем, что в момент выключения двигателей и уменьшения общего шага (ОШ) НВ на вертолѐте возникает резкая разбалансировка. В результате увеличивается вертикальная скорость и уменьшается высота полѐта. Резкое уменьшение тяги НВ приводит к уменьшению нормальной (действующей на вертолѐт по оси ординат) перегрузки до $0,5g$ и к неконтролируемому снижению вертолѐта. Кроме того, уменьшение нормальной перегрузки ухудшает характеристики управляемости вертолѐта. То есть переход вертолѐта на контролируемый пилотом режим РСНВ происходит с большой потерей высоты (таблица).

Таблица

Параметры перехода вертолѐтов на режим авторотации НВ

Тип вертолѐта	AS350B3e	Ka-226	R-44	Ми-8	Ми-26Т	Ka-32A1, Ka-32A11BC	Ансат
Потеря высоты, м	35–50	70–90	80–100	110–130	190–210	80–100	70–90
Безопасная высота перехода на РСНВ, м	65–90	115–125	130–140	170–195	260–300	130–150	120–140

В психологии труда выделяют три фазы формирования навыка: когнитивная, ассоциативная, автономная [15].

При когнитивной фазе любого навыка выполнение действий происходит практически наугад (случайно), поскольку имеет место только их теоретическая составляющая в сознании («всё знаю, ничего не умею»).

При ассоциативной фазе деятельность обусловлена определением связи визуальных источников информации с действиями, которые заложены в теоретической (концептуальной) модели и последующим выполнением этих действий.

При автономной фазе формирования навыков деятельность осуществляется с минимальной опорой на сознание и концептуальную модель полёта. В этой фазе происходит оперативная разгрузка текущей деятельности, что даёт возможность выполнять ряд дополнительных действий, не связанных с сформированным навыком.

Проведённое автором исследование показало, что навыки в восприятии и парировании такого рода разбалансировки у пилотов находятся на уровне когнитивной фазы формирования навыка.

Сформированный в лётных исследованиях и предлагаемый в РЛЭ для использования в особых ситуациях «комбинированный» метод посадки вертолётов на РСНВ заключается в том, что планирование на посадку производится на скоростях, близких к экономическим. Это обеспечивает минимальные вертикальные скорости снижения, а сама посадка выполняется на скоростях $\approx (60-90)$ км/ч путём использования кинетической энергии вращения НВ в момент интенсивного увеличения ОШ НВ перед посадкой с частичным использованием кинетической энергии движения вертолёта за счёт создания положительного угла тангажа перед таким увеличением.

Классическую посадку вертолётов с ОРД, описываемую в РЛЭ и в методиках по профессиональной подготовке пилотов [3, 10, 16–18], рекомендуется выполнять «по-самолётному» с плавным уменьшением поступательной скорости в процессе выравнивания с одновременным увеличением ОШ НВ с таким расчётом, чтобы в момент приземления вертолёта вертикальная скорость была погашена полностью. Взлётная мощность работающего двигателя при таком методе посадки, как правило, не используется из-за избыточной для этого поступательной скорости приземления.

Однако проведённое с применением методов системного анализа (абстрагирование, конкретизация, анализ, синтез, индукция и дедукция, формализация и конкретизация, композиция, декомпозиция, реинжиниринг, алгоритмизация, экспертное оценивание, тестирование, верификация) автором исследование профилей, маршрутов и прочих условий выполнения полётов вертолётов гражданской и государственной авиации при выполнении ими различных задач выявило ряд особенностей:

- полёты и перелёты вдоль нефте- и газопроводов выполняются, как правило, на предельно малых высотах;
- вертолёты санитарной авиации выполняют полёты в районах крупных населённых пунктов, имеющих значительное количество искусственных препятствий и дефицит площадок, пригодных для безопасной вынужденной посадки;
- вертолёты МЧС России выполняют поисково-спасательные работы, а также тушение пожаров в опасных зонах малых высот и скоростей полётов (рис. 2) при информационной перегруженности и операционной напряжённости пилотов;
- сложность определения отказа одного двигателя при выполнении предпосадочного снижения (это возможно только по информации от штатных бортовых приборов контроля работы двигателя).

В таких условиях не всегда есть возможность выполнить посадку на скоростях приземления (80–120) км/ч с минимальными вертикальными скоростями снижения. Это происходит из-за дефицита времени и предельно малой высоты полёта, а также из-за внешних условий подстилающей поверхности и препятствий на ней. Кроме того, дефицит времени напрямую влияет на операционную нагрузку и психофизиологическую напряжённость членов экипажей и приводит к повышению вероятности ошибочных действий на 0,1–0,5 [1, 2, 16, 19–21]. Поскольку

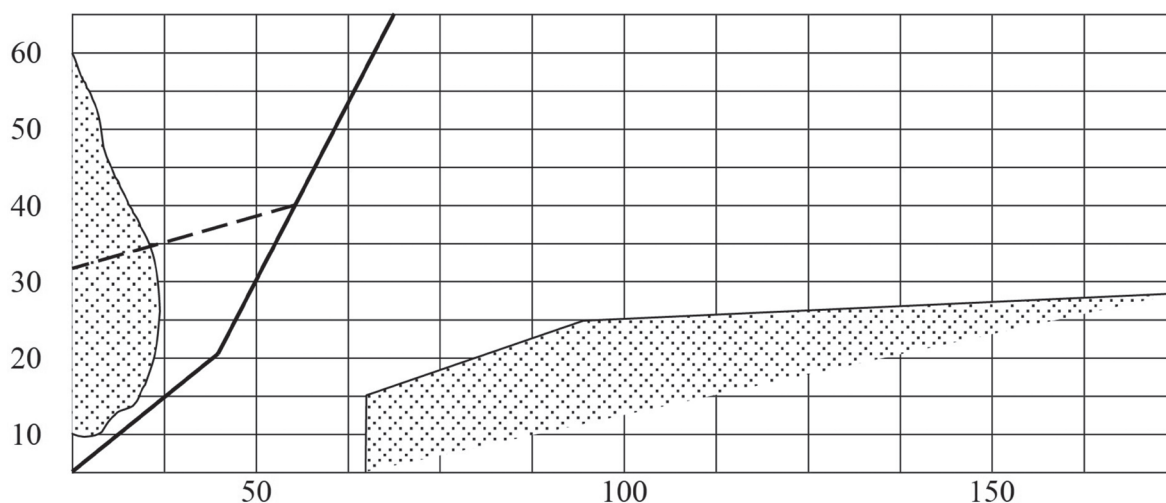


Рис. 2. Траектории захода на посадку (сплошная линия) и на выполнение поисково-спасательных работ (пунктирная линия) относительно опасных зон (выделены штриховкой), по оси абсцисс – скорость полѐта, км/ч; по оси ординат – высота полѐта, м

такие обстоятельства возникают нечасто, и отработка действий членов экипажей в подобных ситуациях фактически не осуществляется, навык по выполнению посадок с ОРД или на РСНВ у пилотов не выходит за рамки ассоциативной фазы его формирования.

Выявленные в рамках проведения исследования факторы и особенности накладывают ограничения на безопасную эксплуатацию вертолѐтов и требуют учёта при подготовке к полѐтам. Инженерно-психологические исследования (исследования психологических особенностей труда при взаимодействии с техническими средствами в ходе производственной и управленческой деятельности) выполнения безопасных посадок на вертолѐтах с ОРД или на РСНВ проводятся, как правило, в максимально безопасных условиях тренировок, не соответствующих реальным режимам эксплуатации вертолѐтов. В подобных условиях отсутствует возможность определения параметров отказа двигателя, а также своевременного координированного вмешательства в управление вертолѐтом и корректной отработки правильных действий пилотов. Для определения достаточности информации, требуемой для принятия решения пилотом в особой ситуации при дефиците времени и последующего формирования алгоритма правильных действий членов экипажей, необходимы дополнительные исследования.

Результаты анализа, представленного в настоящей статье, внедрены в государственной авиации в виде Методических рекомендаций¹, разработанных Санкт-Петербургским государственным университетом гражданской авиации (СПбГУ ГА) при участии автора.

Заключение

Минимизация рисков авиационных происшествий, авиационных инцидентов и предпосылок к ним при полѐтах на предельно малых и малых высотах требует совершенствования управления вертолѐтом в динамически изменяющихся условиях внешней обстановки окружающей среды (температура воздуха, высота площадки приземления, скорость и направление ветра, посадочная масса) с учётом информационной и операционной перегрузки (количество обрабатываемой информации, условия формирования навыков различных видов, учѐт характеристик

¹ Методические рекомендации по профессиональной подготовке пилотов вертолѐтов МЧС России к действиям при отказе двигателей при выполнении поисково-спасательных работ, утв. 18.08.2016 начальником Управления авиации и авиационно-спасательных технологий МЧС России. СПбГУ ГА, 2016. 58 с.

памяти пилота, а также распределение функций нагрузки между штатными автоматизированными средствами управления и экипажем вертолёт).

Автором установлено, что повышенные риски безопасности полётов при выполнении посадки вертолёт после отказа двигателей обусловлены малой высотой полёта в сочетании с предельными значениями его скоростей. При этом умения и навыки, необходимые при выполнении посадок после отказа двигателей, у пилотов вертолёт, как правило, недостаточно сформированы, так как в процессе подготовки пилотов задаются «безопасные» условия тренировок для таких ситуаций.

Конфликт интересов. Автор заявляет об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Овчаров В. Е. «Человеческий фактор» в авиационных происшествиях. Москва: Энергия, 2005. 79 с.
2. Алёшин С. В., Алпатов И. М., Анисимов А. Н., Артёмов В. Н. и др. Человек и безопасность полётов: сборник статей. Москва: Когито-Центр, 2013. 288 с.
3. Муравьев И. С., Коваленко Г. В. Методы обучения пилотов вертолёт навыкам безопасной посадки вне аэродрома в условиях неопределённости. Санкт_Петербург: Наука, 2017. 142 с.
4. Лесогор О. К. Обеспечение безопасности вертолёт // Научные вести. 2018. № 5. С. 358–366.
5. Гузий А. Г., Лушкин А. М., Марков Н. А., Майорова Ю. А. Методика рискометрии чрезвычайных ситуаций с воздушными судами гражданской авиации // Проблемы безопасности полётов. 2020. № 7. С. 31–41.
6. Muraviov I., Kovalenko G., Bogomolov A. Method for Improving the Reliability of an Ergatic Control System for an Automated Aircraft, Proceedings of 2022 International Russian Automation Conference “RusAutoCon-2022”, Sochi, 2022, pp. 628–632. <https://doi.org/10.1109/RusAutoCon54946.2022.9896244>
7. Муравьев И. С., Богомоллов А. В., Васьковский А. И., Безденежных С. В. Методика поддержания навыков ручного управления самолёт в автоматическом режиме // Сборник тезисов докладов Международной научно-технической конференции «Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества». Москва: ИД Академии Жуковского, 2023. С. 220–222.
8. Голосов С. Ю., Филатов В. Н., Коновалова О. В., Лопухов П. П. Психофизиологические особенности профессиональной деятельности экипажей вертолёт при маловысотных полётах // Проблемы безопасности полётов. 2023. № 3. С. 16–24.
9. Аполлонов Д. В., Бибилова К. И., Гаврилова А. В., Шибаев В. В. Разработка алгоритмов автоматического завершения полёта вертолёт в чрезвычайной ситуации // Труды МАИ. 2021. № 120. С. 43–49.
10. Зубов С. М., Комаров И. О., Батищев А. А., Муравьев И. С. Методы профессиональной подготовки пилотов вертолёт к заходу на выполнение поисково-спасательных работ // Проблемы безопасности полётов. 2022. № 10. С. 13–41.
11. Мужичек С. М., Ефанов В. В. Способ обеспечения безопасности посадки вертолёт на необорудованную площадку // Материалы XXIX Всероссийской научно-технической конференции «Передача, приём, обработка и отображение информации о быстропротекающих процессах». Москва: ГосНИИ АС, 2018. С. 490–496.
12. Попов В. А., Васильев П. В. Аэродинамическое обоснование и особенности выполнения посадки с одним работающим двигателем на вертолёт «Ансат-У» // Universum: технические науки. 2020. № 1(70). С. 5–7.
13. Галиев Э. Р. Применение вертолёт в пожаротушении // Сборник научных трудов по материалам Международной научно-практической конференции «Перспективы эволюции технических систем и механизмов». Научно-исследовательский центр «Technical Innovation». 2023. Вып. 14-тех. С. 19–25.

14. Коваленко Г. В., Муксимова Р. Р., Муравьев И. С., Безденежных С. В. Моделирование процесса переработки информации, поступающей к пилоту вертолѐта при заходе на посадку вне аэродрома // Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации. 2016. № 2(11). С. 12–20.
15. Величковский Б. М. Когнитивная наука. Основы психологии познания. Т. 1. Москва: Смысл, Академия, 2006. 448 с.
16. Поляков С. В., Зипир Д. Б. Полѐт на площадку ограниченных размеров вне аэродрома с самостоятельным подбором с воздуха. Торжок: Минобороны России, 2007. 78 с.
17. Тиняков Г. А. Пилотирование вертолѐта. Москва: Военное издательство, 1957. 191 с.
18. Засядько К. И., Солдатов С. К., Богомолов А. В., Вонаршенко А. П., Язлюк М. Н. Психофизиологические особенности профессиональной деятельности лѐтчика при визуальном поиске и обнаружении малоразмерных наземных объектов в сложных метеоусловиях // Психология. Психофизиология. 2020. Т. 13. № 4. С. 87–99.
19. Богомолов А. В., Коронков С. О. Методика и технические средства исследования рабочей нагрузки лѐтчика вертолѐта // Материалы Международной научной конференции «История, современность и перспективы развития психологии в системе Российской академии наук». Москва: ИП РАН, 2022. С. 714–716.
20. Солдатов А. С., Маслов С. В., Кукушкин Ю. А. Автоматизированная информационная система испытаний вертолѐтов, оборудованных системами ночного видения, на основе диагностики функционального состояния экипажа // Программные системы и вычислительные методы. 2022. № 1. С. 55–70.
21. Бариев Р. А., Харитонов В. В., Богомолов А. В., Зинкин В. Н. Особенности эргономики кабины современного летательного аппарата государственной авиации и предложения по её совершенствованию // Проблемы безопасности полетов. 2023. № 10. С. 33–45.

References

1. Ovcharov V. E. “*Chelovecheskij factor*” v aviatsionnykh proisshestviyakh [“*Human factor*” in aviation accidents]. Moscow, Ehnergiya Publ., 2005, 79 p. (In Russ.)
2. Aleshin S. V., Alpatov I. M., Anisimov A. N., Artyomov V. N. and others. *Chelovek i bezopasnost’ polyotov*. Moscow, Cogito-Center Publ., 2013, 288 p. (In Russ.)
3. Muraviev I. S., Kovalenko G. V. *Metody obucheniya pilotov vertolyotov navykam bezopasnoj posadki vne aehrodroma v usloviyakh neopredelyonnosti* [Methods for training helicopter pilots to safely land outside an airfield under conditions of uncertainty]. St. Petersburg, Nauka Publ., 2017, 142 p. (In Russ.)
4. Lesogor O. K. Ensuring a helicopter’s safety, *Nauchnye vesti*, 2018, no. 5, pp. 358–366. (In Russ.)
5. Guziy A. G., Lushkin A. M., Markov N. A., Mayorova Yu. A. Methodology for risk measurement of emergency situations with civil aviation aircraft, *Problemy bezopasnosti polyotov*, 2020, no. 7, pp. 31–41. (In Russ.)
6. Muraviev I., Kovalenko G., Bogomolov A. Method for Improving the Reliability of an Ergatic Control System for an Automated Aircraft, *Proceedings of 2022 International Russian Automation Conference “Rus-AutoCon-2022”*, Sochi, 2022, pp. 628–632. <https://doi.org/10.1109/RusAutoCon54946.2022.9896244>
7. Muraviev I. S., Bogomolov A. V., Vaskovsky A. I., Bezdenezhnykh S. V. Methodology for maintaining the skills of manual control of an aircraft in automatic mode. *Collection of abstracts of the International Scientific and Technical Conference “Civil Aviation at the Current Stage of Development of Science, Technology and Society”*, Moscow, Publishing House of the Zhukovsky Academy, 2023, pp. 220–222. (In Russ.)
8. Golosov S. Yu., Filatov V. N., Konovalova O. V., Lopukhov P. P. Psychophysiological features of professional activity of helicopter crews during low-altitude flights, *Problemy bezopasnosti polyotov*, 2023, no. 3, pp. 16–24. (In Russ.)
9. Apollonov D. V., Bibikova K. I., Gavrilova A. V., Shibaev V. V. Development of algorithms for automatic termination of a helicopter flight in an emergency, *Trudy MAI*, 2021, no. 120, pp. 43–49. (In Russ.)
10. Zubov S. M., Komarov I. O., Batishchev A. A., Muraviev I. S. Methods of professional training of helicopter pilots for search and rescue operations, *Problemy bezopasnosti polyotov*, 2022, no. 10, pp. 13–41. (In Russ.)

11. Muzhichek S. M., Efanov V. V. A method for ensuring the safety of landing a helicopter on an un-equipped site, *Proceedings of the XXIX All-Russian Scientific and Technical Conference "Transmission, reception, processing and display of information about fast processes"*, Moscow, GosNII AS, 2018, pp. 490–496. (In Russ.)
12. Popov V. A., Vasiliev P. V. Aerodynamic justification and features of landing with one running engine on the Ansat-U helicopter, *Universum: technical sciences*, 2020, no. 1(70), pp. 5–7. (In Russ.)
13. Galiev E. R. Primenenie vertolyotov v pozharotushenii, *Collection of scientific works on the materials of the international scientific and practical conference "Prospects for the evolution of technical systems and mechanisms"*, Scientific Research Center "Technical Innovation", 2023, 14-tex, pp. 19–25. (In Russ.)
14. Kovalenko G. V., Muksimova R. R., Muraviev I. S., Bezdenzhnykh S. V. Modeling the process of processing information received by a helicopter pilot during a landing approach outside an airfield, *Vestnik Sankt-Peterburgskogo gosudarstvennogo universiteta grazhdanskoy aviatsii*, 2016, no. 2(11), pp. 12–20. (In Russ.)
15. Velichkovsky B. M. *Kognitivnaya nauka. Osnovy psikhologii poznaniya. [Cognitive Science. Fundamentals of cognitive psychology]*, vol. 1, Moscow, Smysl, Akademiya Publ., 2006, 448 p. (In Russ.)
16. Polyakov S. V., Zipir D. B. *Polyot na ploshchadku ogranichennykh razmerov vne aehrodroma s samostoyatel'nyy podborom s vozdukh.* Torzhok, Minoborony Rossii Publ., 2007, 78 p. (In Russ.)
17. Tinyakov G. A. *Pilotirovanie vertolyota.* Moscow, Voennoe izdatel'stvo Publ., 1957, 191 p. (In Russ.)
18. Zasyadko K. I., Soldatov S. K., Bogomolov A. V., Vonarshenko A. P., Yazlyuk M. N. Psikhofiziologicheskie osobennosti professional'noj deyatel'nosti lyotchika pri visual'nom poiske i obnaruzhenii malorazmernykh nazemnykh ob'ektov v slozhnykh meteousloviyakh, *Psychologiya. Psychophysiologiya*, 2020, vol. 13, no. 4, pp. 87–99. (In Russ.)
19. Bogomolov A. V., Koronkov S. O. Methods and technical means for studying the workload of a helicopter pilot, *Materials of the International Scientific Conference "History, modernity and prospects for the development of psychology in the system of the Russian Academy of Sciences"*, Moscow, IP RAS Publ., 2022, pp. 714–716. (In Russ.)
20. Soldatov A. S., Maslov S. V., Kukushkin Yu. A. Automated information system for testing helicopters equipped with night vision systems based on diagnostics of the functional state of the crew, *Software systems and computational methods*, 2022, no. 1, pp. 55–70. (In Russ.)
21. Bariev R. A., Kharitonov V. V., Bogomolov A. V., Zinkin V. N. Features of cockpit ergonomics of a modern aircraft of state aviation and proposals for its improvement, *Problemy bezopasnosti polyotov*, 2023, no. 10, pp. 33–45. (In Russ.)

Информация об авторе

Муравьев Алексей Станиславович, научный сотрудник, Научно-производственное предприятие «Топаз», Москва, Россия, shishovec@rambler.ru

Author information

Muraviev Aleksey S., Researcher, Research and Production Enterprise "Topaz", Moscow, Russia, shishovec@rambler.ru

Статья поступила в редакцию 24.09.2023; одобрена после рецензирования 08.12.2023; принята к публикации 18.12.2023.
The article was submitted 24.09.2023; approved after reviewing 08.12.2023; accepted for publication 18.12.2023.

Научная статья

УДК 656.71.057:351.814.2

СВЕТОСИГНАЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТЬЮ ПОЛЁТОВ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Ю. В. ПОПОВ¹, М. М. АРХАНГЕЛЬСКИЙ²

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

² ООО «ИБС Экспертиза», Москва, Россия

Аннотация. Аварийность на этапе завершения полёта значительно выше, чем во время полёта в целом. Процесс подготовки к заходу на посадку и сам процесс приземления воздушных судов (ВС) являются критическими этапами полёта с повышенным уровнем риска. Рассмотрены вопросы, связанные с обеспечением безопасности полётов ВС в транспортных системах страны в момент завершения полёта. Важным фактором в этот момент является визуальное наблюдение пилотом земли и наземных ориентиров при заходе на посадку, которое позволяет определить положение ВС в пространстве относительно площадки аэродрома и его высоту над земной поверхностью. Для обеспечения безопасности посадки или взлёта на каждой взлётно-посадочной полосе (ВПП) аэродрома устанавливается светосигнальное оборудование (ССО), которое является особенно эффективным в сложных погодных условиях. Показано, что эксплуатантам ССО важно принимать меры по обеспечению его надёжности.

Ключевые слова: безопасность полётов, светосигнальное оборудование, взлётно-посадочная полоса, воздушное судно, самолёт, авиационное происшествие, транспортные системы страны

Для цитирования: Попов Ю. В., Архангельский М. М. Светосигнальное оборудование в системе управления безопасностью полётов воздушных судов // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 45. С. 101–109.

LIGHTING EQUIPMENT IN THE AIRCRAFT FLIGHT SAFETY CONTROL SYSTEM

YU. V. POPOV¹, M. M. ARKHANGELSKIY²

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

² LLC "IBS Ekhspertiza", Moscow, Russia

Abstract. The issues related to ensuring the safety of aircraft operations in the country's transport systems at the time-of-flight completion are considered. The accident rate at the end of the flight is significantly higher than during the flight as a whole. The process of preparing for landing and the process of landing the aircraft itself are critical stages of the flight with an increased level of risk. An important factor is the visual observation of the ground and ground landmarks by the pilot during landing, which allows you to determine the position of the aircraft in space relative to the airfield site and its height above the earth's surface. To ensure the safety of landing or takeoff, lighting equipment (MTR) is installed on each runway of the airfield, which is most effective in difficult weather conditions. Information systems providing electrical and lighting support for the airfield are recognized as objects of critical information infrastructure. In the conditions of airport operations during the continuous operation of the MTR facility, such information systems, including server equipment and automated

workstations with remote control of the MTR, are subject to protection in accordance with the Legislation on Critical Information Infrastructure in order to reduce the likelihood of an aviation accident and ensure the reliability of the MTR operation.

Keywords: flight safety, lighting equipment, runway, aircraft, plane, aviation accident, transport systems of the country

For citation: Popov Yu. V., Arkhangelskiy M. M. Lighting equipment in the aircraft flight safety control system, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 45, pp. 101–109. (In Russ.)

Введение

Информационные системы, осуществляющие электросветотехническое обеспечение аэродрома, признаны объектами критической информационной инфраструктуры¹ (КИИ). В условиях деятельности аэропортов при непрерывной эксплуатации объекта ССО такие информационные системы, состоящие в том числе из серверного оборудования и автоматизированных рабочих мест с дистанционным управлением ССО, подлежат защите в соответствии с отечественным законодательством² с целью снижения вероятности возникновения авиационного происшествия и обеспечения надёжности работы ССО.

Аэродромные световые системы должны обеспечивать чёткую различимость поверхности ВПП для визуального ориентирования пилотов ВС при заходе на посадку, посадке, взлёте и рулении, в том числе в условиях ограниченной видимости в любое время суток [1].

Одним из основных компонентов аэродромных световых систем являются аэронавигационные огни, которые должны быть расположены и настроены так, чтобы экипаж мог быстро распознать их в условиях плохой видимости, и чтобы они могли помочь пилоту определить местоположение самолёта в пространстве. В свою очередь пилот должен быстро и однозначно определить направление на ВПП, чтобы правильно управлять самолётом при посадке и в случае отклонения от курса, с переходом к визуальной посадке как можно раньше.

Электротехническая световая система обязательна к размещению и конфигурированию таким образом, чтобы обеспечить пилоту при заходе на посадку и выходе из облачного пространства возможность мгновенного определения местонахождения ВПП и углового положения самолёта. Это позволяет пилоту в случаях отклонения ВС от глиссады определять достоверно маршрут при переходе от управления по приборам к визуальному заходу на посадку. Нервное напряжение, которое испытывает экипаж самолёта, может негативно сказаться на безопасности полёта, поэтому пилоты всегда стремятся к переходу от посадки по приборам к визуальной посадке как можно скорее [2].

Согласно нормам Международной организации гражданской авиации (ИКАО) [3] каждая ВПП с искусственным покрытием должна быть оборудована ССО, схема построения и световые параметры огней которого представлены в табл. 1.

При обеспечении условий безопасности приземления ВС в транспортных системах страны на вариативные типы ВПП применяются рекомендуемые электротехнические световые системы – главным инструментом для посадки по 1 и 2 категориям определены световые элементы, а по 3 – дополнительные (сопутствующие). Важным процессом становится переход ВС в зону

¹ Перечень типовых отраслевых объектов критической информационной инфраструктуры, функционирующих в сфере транспорта, утв. 15.05.23 заместителем Министра транспорта России и согл. 05.05.23 заместителем директора ФСТЭК России.

² Федеральный закон от 26.07.2017 № 187-ФЗ «О безопасности критической информационной инфраструктуры Российской Федерации» и Приказ ФСТЭК от 25.12.2017 № 239 «Об утверждении требований по обеспечению безопасности значимых объектов критической информационной инфраструктуры Российской Федерации».

Таблица 1

Категории ИКАО курсо-гладных систем (КГС)

Категория КГС	Нижняя граница	
	Расстояние видимости ВПП, км	Значение высоты принятия решения, км
1	0,800	0,060
2	0,400	0,030
3a	0,200	0,000
3b	0,050	0,000
3c	0,000	0,000

сближения, где происходит ориентирование пилота по световым сигналам. Огни приближения показывают ось ВПП, а также информируют пилота об угловом положении самолёта и его удалении от края полосы. Для обеспечения единых условий ориентирования пилотов огни электротехнических световых систем регламентированы нормами ИКАО [3].

Состав системы ССО

Принцип функционирования системы заключается в управлении и контроле состояния ССО, предназначенного для обеспечения безопасной посадки ВС в любых погодных условиях.

Согласно нормам ИКАО чёткая видимость маяков электротехнических световых систем на рубежах приближения к ВПП и выполнения посадки ВС должна быть обеспечена при любых условиях. Любой элемент световой системы должен быть виден пилоту, в том числе в условиях перехода ВС от этапа полёта до его захода на посадку.

Таблица 2

Состав огней электротехнических световых систем

Наименование типов огней и указателей-знаков	Категории электротехнических световых систем			
	Огни малой интенсивности (ОМИ)	Огни высокой интенсивности (ОВИ)		
		ОВИ-I	ОВИ-II	ОВИ-III
Огни приближения постоянного излучения	+	+	+	+
Огни приближения импульсного излучения	-	P	P	P
Световые горизонты	+	+	+	+
Центральные огни КРБ	-	-	+	+
Боковые огни КРБ	-	-	+	+
Входные огни	+	+	+	+
Входные фланговые огни	-	P	P	P
Огни знаков приземления	+	+	P	P
Посадочные огни	+	+	+	+

Окончание таблицы 2

Наименование типов огней и указателей-знаков	Категории электротехнических световых систем			
	Огни малой интенсивности (ОМИ)	Огни высокой интенсивности (ОВИ)		
		ОВИ-I	ОВИ-II	ОВИ-III
Ограничительные огни	+	+	+	+
Осевые огни ВПП	+	+	+	+
Огни зоны приземления	-	-	+	+
Маяки глиссадные	+	+	+	+
Огни заградительные	+	+	+	+
Огонь приводной	P	P	P	P
Огонь опознавательный	P	P	P	P

Примечание: + наличие; - отсутствие; P рекомендуется.

В табл. 2 представлена классификация групп (подсистем) огней системы ССО одного функционального назначения [4]:

1. Огни, обозначающие ориентацию на ось при подлёте ВС к ВПП: маяки постоянного излучения и импульсного света.

2. Огни световых горизонтов помогают пилоту фиксировать положение ВС в поперечном направлении относительно естественного горизонта.

3. Огни концевой полосы безопасности (КПБ) обеспечивают ориентирование по направлению на ось ВПП при посадке ВС (боковые и центральные).

4. Огни, обозначающие периметр КПБ (боковые, приземления и осевые) для облегчения прохода ВС на ось ВПП.

5. Входные огни, обозначающие начало ВПП.

6. Огни посадки, фиксирующие боковые продольные стороны ВПП, обеспечивают ориентирование пилота при посадке относительно координат и местоположения ВС на ВПП.

7. Ограничительные огни, показывающие конец ВПП.

8. Огни определения продольной оси ВПП во время взлёта и приземления самолёта.

9. Огни зоны приземления на ВПП обозначают зону приземления и её боковые границы, дополняя огни приближения, посадки и определения продольной оси ВПП, что необходимо при посадке ВС в условиях низкой видимости для ориентации экипажа по курсу и боковому положению ВС перед приземлением и после него.

10. Огни рулёжной ССО: огни обозначения дорожек и световые указатели. Состав огней рулёжных дорожек в зависимости от категории ССО представлен в табл. 3.

Обозначение продольной и осевой линий рулёжной дорожки выполняется огнями типов «рулёжные боковые» и «осевые»; «осевые» являются системой ориентирования по оси рулёжной дорожки в любых погодных условиях вне зависимости от времени суток.

Огни схода с ВПП необходимы для обеспечения прохода самолёта при выходе с основной полосы на рулёжные дорожки. Огни быстрого схода показывают возможность прохода ВС на повышенной скорости (≥ 60 км/ч) при сходе с ВПП для увеличения её пропускной способности.

Стоп-огни разрешают или запрещают проход ВС при пересечении рулёжных дорожек или в зонах ожидания при движении.

Предупредительные огни оповещают об ограничении скорости движения ВС.

Таблица 3

Состав огней рулёжных дорожек

Наименование огней и указателей	Категория ССО			
	ОМИ	ОВИ-I	ОВИ-II	ОВИ-III
Рулёжные боковые огни	+	+	+	+
Рулёжные осевые огни	-	-	P	+
Огни быстрого схода	-	P	P	+
Огни схода с ВПП	-	P	P	+
Стоп-огни	-	-	P	+
Предупредительные	-	-	P	+
Управляемые электротехнические световые указатели	-	+	+	+
Неуправляемые указатели	+	+	+	+
Огни расширения	+	+	+	+

Примечание: + наличие; - отсутствие; P рекомендуется.

11. Глиссадные огни указывают экипажу ВС глиссаду планирования и оптимальную точку приземления в любое время суток. Изменение яркости глиссадных огней обеспечивает пилотам визуальный контроль положения ВС по отношению к заданной глиссаде.

ССО как объект КИИ аэропортов (аэродромов)

Объекты КИИ (информационные системы (ИС), информационно-телекоммуникационные сети (ИТКС) и автоматизированные системы управления (АСУ)) всё чаще подвергаются кибератакам со стороны хакеров, и в том числе их группировок, организованных недружественными государствами. Примеры кибертерроризма приведены в табл. 4. Целями подобных атак на ССО являются нарушение работоспособности систем (сетей), логической структуры, функциональных схем работы, сетей связи.

Таблица 4

Примеры кибертерроризма

Дата	Происшествие	Источник
09.2022	В 2009 году возникло понятие «Киберкомандование». Данная структура действовала на базе Агентства национальной безопасности (АНБ) США. Первоначально функция ведомства заявлена как оборонительная, но с годами её вектор стал атакующим. Объектом кибератак ³ в сентябре 2022 года стал Северо-Западный политехнический университет в провинции Шэньси в Китайской Народной Республике (КНР), занимающийся аэрокосмическими и навигационными исследованиями. За взлом сетей цифровой связи, хищение пользовательских данных и рассылку фишинговых писем на электронные адреса преподавателей и студентов университета власти КНР возложили ответственность на АНБ США.	США

³ Кибератака США на Северо-Западный политехнический университет в провинции Шэньси в Китайской Народной Республике (КНР). URL: <https://www.globaltimes.cn/page/202209/1274627.shtml>

Окончание таблицы 4

Дата	Происшествие	Источник
2008	В 2008 году произошла атака Stuxnet ⁴ на критически важную промышленную инфраструктуру Ирана. Это первый известный компьютерный червь, перехватывающий и модифицирующий информационный поток между программируемыми логическими контроллерами марки Simatic S7 и рабочими станциями SCADA-системы Simatic WinCC фирмы Siemens. Червь использован в качестве средства несанкционированного сбора данных и диверсий в АСУ технологическим процессом промышленных объектов, электростанций, аэропортов. Более углублённое изучение вируса, который является чрезвычайно большим и сложным по стандартам вредоносных программ, показало, что он также может вносить изменения в эти системы, и может приводить к доведению технологических процессов до перегрузки и, как следствие, возникновению технологической аварии.	Израиль и США
11.01.2023	В 1997 году произведена хакерская атака ⁵ на систему управления Bell Atlantic, используемую для коммуникаций системы контроля воздушного движения аэропорта города Вустера (США, штат Массачусетс). Атака вызвала сбой системы, что привело к отключению телефонной связи на 6 часов. Особенно это повлияло на телефонную систему командно-диспетчерского пункта, противопожарной спасательной службы аэропорта и авиакомпаний, базирующихся в аэропорту.	Не назван

Важность построения защиты и обеспечения непрерывной работоспособности аэродромного ССО как объекта КИИ показывает хроника авиационных происшествий, связанных с отказом ССО. Данная статистика приведена в табл. 5.

Таблица 5

Хроника авиапроисшествий, связанных с отказом в работе или отсутствием ССО

Дата	Происшествие	Источник
14.09.1999	В аэропорту города Жироны (Испания) в условиях шторма и сильного дождя, рейс Britannia Airways пытался совершить посадку. Однако первая попытка оказалась неудачной, и командир ВС решил осуществить повторный заход на посадку в ручном режиме, используя систему ССО ВПП в качестве ориентира. Несколько неудачных манёвров привели к жёсткому первому касанию носового шасси с полосой, после чего самолёт отскочил и снова опустился на ВПП уже с разрушенным передним шасси, повреждёнными стойкой, системами управления и торможения. В результате происшествия самолёт выкатился за пределы ВПП, врезался в деревья и забор, разломав фюзеляж на две части и потеряв оба двигателя и шасси.	Перед совершением посадки произошла непредвиденная ситуация – система ССО вышла из строя на 15 с, что привело к дезориентации пилота в пространстве ⁶ . Несмотря на значительные высоты и вертикальную скорость, пилот решил не отменять посадку. Впоследствии он пояснил, что полагался исключительно на свои «ощущения» в момент неполадки ССО.

⁴ Кибератака на АСУ технологическим процессом Ирана. URL: <https://www.nytimes.com/2011/01/16/world/middleeast/16stuxnet.html>

⁵ Взлом системы связи воздушного движения аэропорта города Вустера. URL: <https://www.risidata.com/Database/Detail/worcester-air-traffic-communications-system-hack>

⁶ Bureau of Aircraft Accidents Archives. Boeing 757-204 plane crash at the Spanish airport of Girona during landing, available at: <https://www.baaa-acro.com/crash/crash-boeing-757-204-gerona-1-killed>

Окончание таблицы 5

Дата	Происшествие	Источник
20.06.2011	Авиационная катастрофа под г. Петрозаводск с авиалайнером Ту-134А-3 авиакомпании «РусЭйр». Выполняя плановый внутренний рейс по маршруту Москва – Петрозаводск, авиалайнер при заходе на посадку в неблагоприятных погодных условиях при низкой слоистой облачности высотой 30–40 м, переходящей в туман с видимостью 500–700 м, задел верхушки лесного массива и упал около д. Бесовец в 1,2 км от аэропорта г. Петрозаводск.	Вклад каждого фактора в катастрофу был значительным: - сложные погодные условия ухудшили видимость и сделали посадку более рискованной; - отключение аэродромного ССО на 5 с в момент захода на посадку ⁷ , вызванное обрывом линии электропередачи; - отсутствие посадочной радиомаячной группы на ВПП увеличило зависимость пилота от системы ССО; - недостаточное освещение ВПП относительно огней окрестных населённых пунктов затруднило ориентацию пилота; - человеческий фактор, обусловленный техникой пилотирования
20.12.2022	Авиакомпания ПАО «Аэрофлот» объявила о сложностях, связанных с посадкой в г. Якутск в условиях низкой облачности и тумана, которые создали вероятность возникновения авиационного происшествия из-за образовавшегося эффекта чёрной дыры на ВПП. Чёрная и широкая полоса ВПП создаёт иллюзию высоты для экипажа, который может ошибочно определить точку выравнивания и пространственно дезориентироваться. Ограниченное поле зрения и низкая горизонтальная видимость могут также привести к таким ошибкам в процессе посадки, как недолёт, перелёт и перегрузка.	Возникновение аварийной ситуации ⁸ связано с полным отказом ССО на всей территории аэропорта, включая зону приземления перед ВПП, боковые зоны по её краям и осевые зоны по её центру. Сведения о том, что ССО вышла из строя, авиакомпании получили из выданного аэропортом NOTAM (заметки для пилотов).
12.09.2021	Самолёт L-410UVP-E20 российской авиакомпании «Аэросервис», выполнявший внутренний рейс по маршруту Иркутск – Казачинское, потерпел крушение в условиях плотного тумана.	Авиационное происшествие ⁹ вызвано сбоем GPS-навигатора, отклонившего самолёт от заданного углового положения на этапе захода на посадку. В условиях тумана экипаж не смог своевременно установить визуальный контакт с землёй, и, заметив, что полоса оказалась левее, чем нужно, решил уйти на второй круг. Однако, и при повторной попытке захода на посадку достаточная видимость отсутствовала. При попытке уйти ещё на один круг самолёт столкнулся с сопкой. Факторами, приведшими к этой катастрофе, стали неисправность оборудования и «человеческий фактор». Тем не менее следует отметить, что региональный аэропорт не был оснащён аэродромной ССО, что увеличивает вероятность возникновения рисков негативных ситуаций.

⁷ Интерфакс. Авиакатастрофа с Ту-134 под г. Петрозаводском. URL: <https://www.interfax.ru/russia/195532>⁸ Эффект чёрной дыры при заходе на посадку в аэропорту г. Якутска. URL: <https://sakhatime.ru/yc/48202/>⁹ Крушение авиалайнера Let L-410UVP-E20 при заходе на посадку. URL: <https://mak-iac.org/rassledovaniya/l-410-ra-67047-15-11-2017/>

Анализ табл. 4 показывает, что нештатная работа ССО может привести к авиационному происшествию, для минимизации вероятности возникновения которого необходимо разработать мероприятия, повышающие надёжность работы ССО как объекта КИИ, а именно:

- внедрение и адаптация для оценки защищённости ССО¹⁰ методов, основными из которых [5, 6] являются: статистический; вероятностный; частотный; экспертный; информационно-энтропийный; многокритериальный (нейросетевой); минимизации рисков; матричный (формальный); многоуровневый; комбинаторный (оптимизационный). Необходимость выстраивания системы защиты ССО как объекта информационной структуры обозначается впервые, для чего указанные методы и необходимо адаптировать;

- разработка системы защиты ССО как объекта информационной структуры и методики оценки эффективности этой системы защиты;

- разработка модели угроз безопасности информации объекта защиты информации в соответствии с методикой ФСТЭК¹¹ а также внедрение организационно-технических мероприятий в соответствии с Приказом ФСТЭК № 239 с целью защиты от нештатного вмешательства в деятельность служб, обеспечивающих безотказную работу ССО, а именно: электросветотехнического обеспечения полётов, информационных технологий, информационной безопасности.

Заключение

ССО является объектом, который подлежит защите от нештатного вмешательства.

Для оценки нештатного вмешательства в работу ССО необходимо:

- внедрить и адаптировать методы оценки эффективности и защищённости системы ССО;
- разработать методику оценки эффективности системы защиты информации;
- создать модель угроз безопасности ССО как объекта защиты информации от нештатного вмешательства в работу ССО, на основе которой скорректировать деятельность служб, обеспечивающих безотказную работу ССО.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Фрид Ю. В., Величко Ю. К., Козлов В. Д. Электросветосигнальное оборудование аэродромов. Москва: Транспорт, 1988. 318 с.
2. Басов Ю. Г. Светосигнальные устройства. Москва: Транспорт, 1993. 309 с.
3. Приложение 14 к Конвенции о международной гражданской авиации. Аэродромы. Т. 1. Проектирование и эксплуатация аэродромов. Издание девятое. ИКАО. Монреаль, 2022. 384 с.
4. Попов Ю. В., Архангельский М. М. Аэродромное светосигнальное оборудование и его влияние на безопасность полётов // Проблемы безопасности полётов. 2023. № 5. С. 29–38.
5. Маслова Н. А. Методы оценки эффективности систем защиты информационных систем // Искусственный интеллект. 2008. № 4. С. 253–264.
6. Росс Г. В. Моделирование производственных и социально-экономических систем с использованием аппарата комбинаторной математики. Москва: Мир, 2001. 304 с.

References

1. Frid Yu. V., Velichko Yu. K., Kozlov V. D. *Ehlektrosvetosignal'noe oborudovanie aehrodromov [Electric lighting equipment of airfields]*. Moscow, Transport Publ., 1998, 318 p. (In Russ.)

2. Basov Yu. G. *Svetosignal'nye ustrojstva [Light signal devices]*. Moscow, Transport Publ., 1993, 309 p. (In Russ.)
3. Annex 14 to the Convention on International Civil Aviation. Aerodromes. Vol. 1. Aerodrome Design and Operation. 9th edition, ICAO, Montreal, 2022, 352 p.
4. Popov Yu. V., Arkhangelskii M. M. Ground Light-signal equipment and its influence on the aviation safety, *Problemy bezopasnosti polyotov*, 2023, no. 5, pp. 29–38. (In Russ.)
5. Maslova N. A. Metody otsenki ehffektivnosti sistem zashchity informatsionnykh system, *Iskusstvennyy intellekt*, 2008, no. 4, pp. 253–264. (In Russ.)
6. Ross G. V. *Modelirovanie proizvodstvennykh i sotsial'no-ehkonomicheskikh sistem s ispol'zovaniem apparata kombinatornoj matematiki [Modeling of industrial and socio-economic systems and using the apparatus of combinatorial mathematics]*. Moscow, Mir Publ., 2001, 304 p. (In Russ.)

Информация об авторах

Попов Юрий Васильевич, доктор технических наук, ведущий научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, tov_popov@rambler.ru

Архангельский Михаил Михайлович, директор отделения методологии и архитектуры перспективной кибербезопасности дирекции кибербезопасности, ООО «ИБС Экспертиза», Москва, Россия

Authors information

Popov Yuriy V., Doctor of Sciences (Engineering), Lead Researcher, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, tov_popov@rambler.ru

Arkhangelskiy Mikhail M., Director of the Department of Methodology and Architecture of Advanced Cybersecurity of the Cybersecurity Directorate, LLC “IBS Ehkspertiza”, Moscow, Russia

Статья поступила в редакцию 29.03.2023; одобрена после рецензирования 12.01.2024; принята к публикации 22.01.2024.

The article was submitted 29.03.2023; approved after reviewing 12.01.2024; accepted for publication 22.01.2024.

Научная статья

УДК 656.7.052:621.396.933

МОДЕЛЬ ОЦЕНКИ ВЕРОЯТНОСТЕЙ КАСАНИЯ ОБЪЕКТОВ НА ПОЛЕ МАНЕВРИРОВАНИЯ ПРИ КОНТРОЛЕ ИХ ПОЛОЖЕНИЙ РАДИОТЕХНИЧЕСКОЙ СИСТЕМОЙ ОБЗОРА ЛЁТНОГО ПОЛЯ

В. Б. СПРЫСКОВ, Е. В. ШУВАЛОВА, С. В. КУЗНЕЦОВ

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. В статье обоснована математическая модель оценки вероятностей касания объектов на поле маневрирования при их эшелонировании на основе использования радиотехнической системы обзора лётного поля. Учёт особенностей системы обзора лётного поля в части точности оценивания координат объектов маневрирования, вероятностей обновления информации и частоты обновления координатной информации объектов выполнен в статье так же, как это принято по отношению к системе наблюдения обслуживания воздушного движения (ОВД) при горизонтальном эшелонировании воздушных судов (ВС) в воздухе. Дополнительно к вопросам безопасности разделения подвижных объектов рассмотрен вопрос безопасного разделения постоянных маршрутов перемещения объектов и детерминированных препятствий на лётном поле, координаты которых известны системе обзора практически без ошибок. Выполнены исследования по обоснованию приемлемого целевого уровня полной вероятности касания объектов и обоснованы минимальные безопасные интервалы разделения объектов.

Ключевые слова: воздушное судно, обслуживание воздушного движения, управление воздушным движением, радиотехническая система обзора, лётное поле, интеллектуальные транспортные системы

Для цитирования: Спрысков В. Б., Шувалова Е. В., Кузнецов С. В. Модель оценки вероятностей касания объектов на поле маневрирования при контроле их положений радиотехнической системой обзора лётного поля // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 45. С. 110–120.

MODEL FOR ESTIMATION OF OBJECTS CONTACTING PROBABILITY ON THE AIRFIELD WHEN MONITORING THEIR POSITIONS BY MEANS OF AIRPORT SURVEILLANCE RADAR

V. B. SPRYSKOV, E. V. SHUVALOVA, S. V. KUZNETSOV

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

Abstract. The paper substantiates a mathematical model for estimating the probability of objects contacting on the maneuvering area during their separation based on the use of airport surveillance radar. The paper considers the airfield surveillance system peculiarities in terms of estimating coordinates of objects maneuvering frequency accuracy, probabilities of control information update and coordinate information update of objects in the same way as it is done in relation to the ATM surveillance system for horizontal aircraft separation in the air. In addition to the safety issues of moving objects separation, the issue of safe separation of permanent routes of objects movement and deterministic obstacles on the airfield, the coordinates of which are recognized by the surveillance system virtually error-free is considered. Studies have been carried out to substantiate an

acceptable target level of the total probability of contacting objects and calculation examples of minimum safe intervals of objects separation are given.

Keywords: aircraft, air traffic maintenance, air traffic control, surveillance radar, airfield, intelligent transport systems

For citation: Spryskov V. B., Shuvalova E. V., Kuznetsov S. V. Model for estimation of objects contacting probability on the airfield when monitoring their positions by means of airport surveillance radar, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 45, pp. 110–120. (In Russ.)

Введение

Любое движение ВС на поле маневрирования перед вылетом (стартом) и после посадки выполняется в соответствии с диспетчерским разрешением^{1, 2, 3}.

Диспетчер назначает безопасный маршрут руления (буксировки), критериями которого являются: предотвращение касаний объектов маневрирования на лётном поле; предотвращение столкновений ВС, находящихся на площади маневрирования, с препятствиями; ускорение и поддержание безопасного и упорядоченного потока воздушного движения на площади маневрирования.

Традиционно орган ОВД выдает команду на руление с использованием визуального контроля лётного поля. Однако естественные стремления повысить регулярность полётов, увеличить объем взлётно-посадочных операций на аэродроме привели к тому, что в последнее время широко стали применяться радиотехнические системы обзора лётного поля, позволяющие органу ОВД в интеллектуальных транспортных системах осуществлять свою деятельность с заданным уровнем безопасности в условиях отсутствия прямой видимости. Задачей данной статьи является разработка модели безопасности, которая позволяет связать технические характеристики радиотехнической системы обзора лётного поля, типы маневрирующих объектов, скорости маневрирования, угловые характеристики рулёжных дорожек, требования к надёжности связи, наблюдения и управления воздушным движением (УВД) и приемлемый уровень безопасности с безопасными интервалами разделения объектов маневрирования на лётном поле.

Постановка задачи моделирования

Будем различать следующие минимальные интервалы между объектами на лётном поле:

$S_{\min_aa}$ – минимальный безопасный интервал между движущимися объектами (объект подвижный ОП) на поле маневрирования при условии, что текущие координаты ОП определяются системой обзора лётного поля;

$S_{\min_at}$ – минимальные безопасные интервалы между ОП и неподвижными объектами (ОН) на поле маневрирования при условии, что текущие координаты ОП определяются системой обзора лётного поля, а координаты ОН известны без ошибок.

Диспетчеры службы управления наземным движением на перронах, диспетчерских пунктов руления, старта (посадки) и пункта обслуживания вылета «Деливери» в соответствии

¹ Технология работы диспетчера – оператора АКДП службы движения Шереметьевского центра обслуживания воздушного движения. ТР-ГК-1619.01-2289, 2012.

² Технология работы диспетчера сектора С2 стартового диспетчерского пункта Шереметьевского центра ОВД. ТР-ГК-1619.01-751, 2015.

³ Технология работы диспетчера пункта обслуживания вылета «Деливери» службы движения Шереметьевского центра ОВД. ТР-ГК-1619.01-2255, 2016.

с технологиями работы обязаны контролировать указанные интервалы для обеспечения безопасности и ускорения потоков ВС на площади маневрирования.

Необходимо разработать модели оценки вероятности касания объектов ОП/ОП или ОП/ОН в зависимости от наблюдаемого расстояния между ними с учётом основных характеристик системы обзора (точность наблюдения, вероятности обновления информации наблюдения ОП в интервале обновления информации и темпа обновления). Такие модели позволят оценить минимальный интервал между объектами маневрирования, при котором вероятность касания не превосходит величину приемлемой вероятности касания объектов маневрирования на лётном поле (TSL_{total}).

Допущения, принятые при моделировании риска

Объекты маневрирования. На лётном поле маневрируют исключительно ВС и специальный транспорт. Все объекты маневрирования оборудованы устройствами, позволяющими системе обзора лётного поля оценивать их координаты с заданными точностью, темпом обновления информации обзора, вероятностями обновления информации наблюдения за ОП на интервале обновления информации T_0 .

Объекты маневрирования движутся по лётному полю по разметке (рулѐжным дорожкам). Разметки могут пересекаться и располагаться вблизи неподвижных препятствий – ОН.

Типы касания объектов. Различают касания ОП/ОП и ОП/ОН. При этом либо координаты ОП оценивает система обзора, либо координаты ОН известны системе заранее.

Система обзора лётного поля. Для удобства изложения далее используется понятие «система обзора лётного поля» как общий термин, под которым понимаются: радиолокационная станция обзора лётного поля или радиолокационная станция вместе с аэродромной многопозиционной системой наблюдения или другие системы наблюдения, обеспечивающие средства автоматизации информацией наблюдения с целями:

- предотвращения столкновений (касаний) между ВС, а также ВС с препятствиями на площади маневрирования;
- ускорения и поддержания безопасного и упорядоченного потока ВС на площади маневрирования.

Система оценивает координаты ОП, привязывает их к рулѐжной дорожке и оценивает расстояние между ОП/ОП и ОП/ОН. При этом система имеет технические характеристики: точность определения координаты ОП, м; интервал обновления информации обзора T_0 , с; вероятность обновления информации обзора лётного поля P_0 ; вероятность одиночного пропуска информации обзора P_1 ; вероятность двух подряд пропусков информации обзора P_2 ; вероятность трёх подряд пропусков информации обзора P_3 .

Целевой уровень безопасности маневрирования объектов на лётном поле при контроле их положения системой обзора

Поскольку в настоящее время в отечественной ГА не нормирован единый приемлемый уровень безопасности маневрирования объектов на лётном поле, целесообразно рассмотреть значение приемлемого уровня в виде вероятности P_{ca} касания ОП/ОП или ОП/ОН, равной 10^{-5} или 10^{-6} на одну ситуацию близкого (тесного) сближения при маневрировании:

$$TSL_{total} = 10^{-5} \text{ или } 10^{-6} \left[\frac{1}{\text{close approach}} \right].$$

Здесь close approach (ca) – предельно допустимое сближение, при котором вероятность касания равна TSL_{total} .

Постановка задач моделирования вероятности касания (P_{ca}) ОП/ОП, ОП/ОН

Необходимо решить следующие задачи:

а) Формализовать математическую модель P_{ca} , аргументами которой являются показатели безопасности маневрирования на лётном поле, а именно:

S_{min} – минимальное безопасное расстояние для ОП/ОП или ОП/ОН;

σ_s – точность (rms) определения координат ОП;

T_0 – период обновления координат;

P_0, P_1, P_2, P_3 – характеристики системы обзора, связанные с вероятностями обновления информации наблюдения лётного поля на интервале T_0 ;

W, γ – скорости и углы движения ОП на лётном поле;

r_a – средний размер объекта маневрирования (ОП) на лётном поле;

r_p – средний размер ОН, ограниченный в длину и ширину.

б) Обосновать требования безопасности к системе обзора (наблюдения) лётного поля, при которых вероятность касания P_{ca} ОП/ОП, ОП/ОН не будет превосходить заданный TSL_{total} .

Формализация модели оценки вероятности касания подвижного объекта с подвижным или неподвижным объектом на поле маневрирования

Необходимо формализовать следующие модели оценки вероятности касания при тесном сближении объектов на лётном поле:

$P_{ca_aa}(S_{min_aa})$ – вероятность касания двух ОП, которая должна зависеть от размеров ОП, их скоростей, углов пересечения рулѐжных дорожек, минимально допустимого расстояния близости ОП на лётном поле и технических характеристик системы обзора лётного поля: $\sigma_s, T_0, P_0, P_1, P_2, P_3$. Под ОП понимают вертолѐт, самолѐт, беспилотный летательный аппарат, спецтранспорт;

$P_{ca_at}(S_{min_at})$ – вероятность касания ПО и ОН при условии, что координаты ОН заранее известны системе обзора точно.

Формализация $P_{ca_aa}(S_{min_aa})$

В соответствии с модельными гипотезами будем использовать материалы [1–4] и описывать только отличия в формализации, а при совпадениях давать ссылку на соответствующие источники.

ОП могут двигаться по рулѐжным дорожкам в одном направлении ($\gamma = 0^\circ$), в противоположных ($\gamma = 180^\circ$) или пересекающихся ($0^\circ \leq \gamma \leq 180^\circ$) направлениях.

Здесь полностью применим подход к моделированию вероятности горизонтального перекрытия при горизонтальном эшелонировании ВС в воздухе на основе использования информации системы наблюдения ОВД. При этом моделирование безопасности воздушного движения на лётном поле имеет следующие особенности:

- объект моделирования – это вероятность касания, а не риск катастроф;
- отсутствует фактор риска или безопасности, связанный с вероятностью вертикального перекрытия, так как на лётном поле эта вероятность равна 1;
- присутствует фактор снижения вероятности касания, связанный с ОН, которые в свою очередь могут иметь ограниченные размеры r_p (мачта освещения) или «неограниченные» габариты (inf) (здание, стоянка ВС).

При формализации безопасности воздушного движения на лётном поле необходимо учитывать следующую особенность вычисления вероятности горизонтального перекрытия ВС. В воздухе [1–4] эта вероятность вычисляется как произведение удвоенного габарита ВС r_a на величину $C(s)$ плотности вероятности продольного перекрытия ВС при наблюдаемой дистанции между ними, равной s :

$$HOP_{aa}(s) = 2r_a C(s).$$

При этом $r_a = 0,05$ км, $s = 5(10)$ км, а среднеквадратические погрешности определения координат ВС не превосходят 0,5 км [3].

При вычислении этой вероятности на лётном поле размер ВС остаётся почти прежним, но другие параметры существенно меняются: s – от 0,1 до 0,2 км; среднеквадратические погрешности определения координат ВС не превосходят 0,01 км.

Поэтому на лётном поле

$$HOP_{aa}(s) = \int_{s-r_a}^{s+r_a} C(u) du.$$

С учётом указанных особенностей для каждого типа относительного движения ОП вероятность их касания является суммой 16 слагаемых [1], зависящих от особенностей их маневрирования и технических характеристик системы обзора лётного поля. При этом для плотности вероятности ошибок определения координат объектов [5] следует выбирать плотность G_G распределения:

$$P_{ca_aa}(s) = \sum_{i,j=0}^3 P_{ij} \int_{(s+\delta_{\gamma_{ij}})-r_a}^{(s+\delta_{\gamma_{ij}})+r_a} C_{G_G}(u; \sigma_{G_G}) du, \quad (1)$$

где $P_{ij} = P_i P_j$; $P_0 + P_1 + P_2 + P_3 = \sum_{i,j=0}^3 P_{ij} = 1$; s – наблюдаемое расстояние между ОП; $\delta_{\gamma_{ij}}$ – изменение наблюдаемого расстояния между ОП, зависящее как от типа относительного движения ОП(γ), так и от скорости W , величины T_0 и конкретного состояния отображения P_{ij} ($\delta_{\gamma_{ij}}$ имеет знак, однако для $\gamma = 180^\circ$ (движение навстречу) все значения $\delta_{180_{ij}}$ отрицательные); $C_{G_G}(u; \sigma_{G_G})$ – плотность вероятности перекрытия координат ОП на лётном поле, которая является следствием ошибок определения координат объектов, зависит от точности σ_{G_G} определения координат [5].

Важнейшим аспектом при формализации модели оценки $P_{ca_aa}(S_{\min_aa})$ является учёт влияния отказов связи, наблюдения, УВД на вероятность касания ОП при контроле маневрирования с использованием информации радиотехнической системы обзора лётного поля. Будем для этого использовать подход, хорошо зарекомендовавший себя при эшелонировании ВС в воздухе [5], но с учётом специфики расчётов вероятностей сближения ОП на лётном поле.

Рассмотрим ситуации сближения ОП. При исправно работающей системе обзора, связи «диспетчер-экипаж» и дееспособном диспетчере минимальный безопасный интервал между объектами не будет нарушен. Но при отказах связи, наблюдения или УВД, или их комбинации указанный интервал может быть нарушен. Будем считать, что для указанных отказов гипотетический интервал между ОП может быть нарушен с равной вероятностью для любого значения интервала: от величины $\hat{S}$, близкой к $S_{\min_aa}$, до физического контакта между ОП (до расстояния между ними, равного $r_a + r_a$). Для каждого гипотетического интервала из диапазона $(2r_a, 2r_a + \hat{S})$ можем оценить вероятность касания ОП. При этом неопределённость ОП на поле маневрирования описывается исключительно навигационными свойствами движения ОП и подчиняется ДЕ закону [6]. Тогда плотность ошибок интервала s между ОП при отказах системы обзора лётного поля ($Reliab$) будет определяться как

$$C_{DE}^{Reliab}(s) = \int_{-\infty}^{\infty} f_{DE}(u) f_{DE}(u-s) du, \quad (2)$$

где:

$$f_{DE}(u) = \frac{1}{2\lambda_y} e^{-\frac{|u|}{\lambda_y}};$$

$$C_{DE}(s) = \frac{1}{4\lambda_y} e^{-\frac{|s|}{\lambda_y}} \left(1 + \frac{s}{\lambda_y} \right);$$

$$\lambda_y = \frac{\sigma_y}{\sqrt{2}};$$

σ_y – навигационная неопределённость перемещения ОП на лётном поле.

Вероятность касания ОП при номинальном расстоянии между ними, равном s ,

$$P_{aa}^{Reliab}(s) = \int_{s-r_a}^{s+r_a} C_{DE}(u) du = \frac{1}{4} e^{-\frac{s}{\lambda_y}} \left[\left(\frac{s}{\lambda_y} + 2 \right) \phi_1 - \phi_2 \right]. \quad (3)$$

Если относительное расстояние между ОП при неконтролируемом сближении может с равной вероятностью принимать значения от $2r_a$ до $2r_a + \hat{S}$, то среднюю вероятность касания объектов с учётом результата (3) следует оценивать как

$$\begin{aligned} \widehat{HOP}_{aa}^{Reliab}(\hat{S}) &= \int_{2r_a}^{\hat{S}+2r_a} \frac{1}{\hat{S}} P_{aa}^{Reliab}(u) du = \left(2^{-\frac{2r_a}{\lambda_y}} - e^{-\frac{(\hat{S}+2r_a)}{\lambda_y}} \right) \frac{(3\phi_1 + \phi_2)\lambda_y}{4\hat{S}} + \\ &+ \frac{\phi_1\lambda_y}{4\hat{S}} \left[\frac{2r_a}{\lambda_y} e^{-\frac{2r_a}{\lambda_y}} - \frac{\hat{S}+2r_a}{\lambda_y} e^{-\frac{(\hat{S}+2r_a)}{\lambda_y}} \right]. \end{aligned} \quad (4)$$

В формулах (3) и (4)

$$\phi_1 = e^{\frac{r_a}{\lambda_y}} - e^{-\frac{r_a}{\lambda_y}} = k_1 - k_2; \quad \phi_2 = e^{\frac{r_a}{\lambda_y}} + e^{-\frac{r_a}{\lambda_y}} = k_1 + k_2.$$

При $r_a = 0,04$ км, $\lambda_y = 0,01554$ км, $\hat{S} = 0,1$ км $\widehat{HOP}_{aa}^{Reliab}(\hat{S}) = 0,01$. Аналогичные вероятности касания (столкновения) при оценивании полного риска катастроф при горизонтальном эшелонировании в воздухе для $S_{\min} = 5$ км и $S_{\min} = 10$ км равнялись соответственно 0,0050 и 0,0025 [4].

Если выбрать веса типов относительного движения ОП на поле маневрирования (w_γ), то, с учётом результатов (1) и (4), можно обосновать минимальный безопасный интервал между ОП для заданного значения TSL_{total} .

Пусть ОП движутся по рулѣжным дорожкам друг за другом ($\gamma = 0^\circ$), навстречу друг другу ($\gamma = 180^\circ$) и на пересекающихся дорожках ($\gamma = 90^\circ$).

Пусть $(w_{\gamma=0^\circ}) = 0,3$, $(w_{\gamma=180^\circ}) = 0,2$ и $(w_{\gamma=90^\circ}) = 0,5$.

Пусть $\widehat{HOP}_{aa}^{Reliab}(\hat{S}) = 0,01$. Тогда уравнение вероятности касания ОП с учётом технических факторов системы обзора лётного поля и отказов связи, наблюдения и УВД следует записать в виде:

$$\begin{aligned} w_{\gamma=0^\circ} \sum_{i=0}^3 P_{ij} \int_{s+\delta_{\gamma=0^\circ ij}-r_a}^{s+\delta_{\gamma=0^\circ ij}+r_a} (C_{G-G}(u; \sigma_{G-G})) du + w_{\gamma=180^\circ} \sum_{i=0}^3 P_{ij} \int_{s+\delta_{\gamma=180^\circ ij}-r_a}^{s+\delta_{\gamma=180^\circ ij}+r_a} (C_{G-G}(u; \sigma_{G-G})) du + \\ + w_{\gamma=90^\circ} \sum_{i=0}^3 P_{ij} \int_{s+\delta_{\gamma=90^\circ ij}-r_a}^{s+\delta_{\gamma=90^\circ ij}+r_a} (C_{G-G}(u; \sigma_{G-G})) du + \\ + \widehat{HOP}_{aa}^{Reliab}(\hat{S}) (Cont_C + Cont_S + Cont_{ATM}) = P_{ca-aa}^{\text{total}}(s). \end{aligned} \quad (5)$$

Параметры $Cont_C$, $Cont_S$, $Cont_{ATM}$ представляют собой эксплуатационные непрерывности соответственно наблюдения, связи и УВД аэродромной системы ОВД [4].

Пусть $TLS_{\text{total}} = 10^{-6}$; $Cont_C = Cont_S = Cont_{ATM} = 10^{-6}$.

Тогда для заданных значений TSL_{total} , весов относительно движения, величины T_0 , размеров ОП (r_a), вероятностей определения координат ОП на интервале обновления $T_0(P_i)$ и их точности (rms) можно обосновать минимальные безопасные интервалы $S_{\min-aa}$, при которых $P_{ca-aa}^{\text{total}}(S_{\min-aa}) = TLS_{\text{total}}$.

Авторами рассчитаны минимальные безопасные интервалы сближения ОП на поле маневрирования при $T_0=1$ с, $TLS_{total}=10^{-6}$, $r_a=0,04$ км, $w_{\gamma=0^\circ}=0,3$, $w_{\gamma=180^\circ}=0,2$ и $w_{\gamma=90^\circ}=0,5$, $W=20$ км/ч, в зависимости от вероятностей обновления информации наблюдения и от rms определения координат. Расчёты показали, что для двух вариантов вероятностей P_j ($j=0, 3$) и $T_0=1$ с, минимумы безопасных интервалов между ОП не превосходят 140 м для rms = 6 м, 170 м для rms = 8 м и 203 м для rms = 10 м (при $TLS_{total}=10^{-6}$ и $Cont_{C,S,ATM}=10^{-6}$).

Формализация вероятности касания ОП и препятствия в ситуации их наибольшего сближения $P_{ca_at}(S_{min_at})$

Здесь необходимо получить расчётные формулы оценки вероятности касания ОП и ОН при условии, что координаты ОП определяются системой обзора лётного поля, а координаты ОН детерминированы и известны системе с минимально возможными ошибками. Данную задачу необходимо решать при обосновании минимальных безопасных интервалов между рулѐжной дорожкой и отдельно стоящим препятствием ограниченного размера r_p , например, трубой, мачтой, или «неограниченным» препятствием (стоянкой ВС, зданием). В этой ситуации минимальное расстояние между ОП и ОН является случайным, но характер случайности полностью описывается ошибками определения координат ОП.

В случае безопасного разделения рулѐжной дорожки и препятствия объектом исследования является не разделение ОП и ОП (ВС и ВС), а разделение «препятствие – линия пути (рулѐжная дорожка)». В соответствии с [7] при формализации S_{min_at} представляет собой минимальный интервал бокового эшелонирования, в отличие от продольного эшелонирования при разделении ОП – ОП (ВС – ВС).

При эшелонировании линий пути и ОН значительная доля аргументов, учитываемая для разделения ОП – ОП, не играет роли. Но по-прежнему на вероятность касания влияет величина минимального расстояния между препятствием и рулѐжной дорожкой S_{min_at} и точность определения координат ВС на рулѐжной дорожке σ_{G_G} , величина TSL_{total} и эксплуатационные непрерывности функционирования наблюдения, связи и УВД аэродромной системы ОВД.

Препятствия (ОН) делятся на точечные (t_p) и бесконечные (t_{inf}). Выполним формализацию $P_{ca_at}(S_{min_at})$ для обоих типов препятствий.

Для точечных препятствий ОН с характерным размером в плане r_p вероятность перекрытия ОП, находящегося на рулѐжной дорожке на расстоянии s от ОН, следует записать как

$$P_{at_p}(s) = \int_{s-\frac{1}{2}(r_a+r_p)}^{s+\frac{1}{2}(r_a+r_p)} f_{G_G}(u) du = \int_{s-r_{ap}}^{s+r_{ap}} \left((1-\alpha) \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_{1G_G}} e^{-\frac{u^2}{2\sigma_{1G_G}^2}} + \alpha \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_{2G_G}} e^{-\frac{u^2}{2\sigma_{2G_G}^2}} \right) du, \quad (6)$$

где $r_{ap}=0,5(r_a+r_p)$ – среднее от габаритов объекта на рулѐжной дорожке и точечного препятствия; α – доля плотности G (Гаусса) с большой дисперсией в смешанном распределении G_G ;

$$\sigma_{1G_G} = \frac{\sigma_{GG}}{\sqrt{2,2}}; \quad \sigma_{2G_G} = 5\sigma_{1G_G};$$

σ_{G_G} – средняя квадратическая ошибка $\sqrt{D_{G_G}}$ смешанного распределения G_G .

α , σ_{1G_G} , σ_{2G_G} , σ_{G_G} – параметры эталонного радара [8].

Вероятность $P_{at_p}(s)$, оценѐнная по формуле (6), является только частью полной (total) вероятности касания ОП и ОН, так как в (6) не учитывается вклад отказов наблюдения, связи и УВД. В крайне редких ситуациях, при наличии отказов связи, наблюдения, или при «отказе» диспетчерской службы (еѐ действий, либо бездействии), или при любых их сочетаниях, возникают дополнительные причины касания ОП и препятствия.

Вероятность касания ОП с препятствием t_p при отказах и при номинальном разделении, равном s , вычисляется как

$$P_{at_p}^{Reliab}(s) = \int_{s-r_{ap}}^{s+r_{ap}} \frac{1}{\lambda_y} e^{-\frac{u}{\lambda_y}} du = \frac{\phi_1}{2} e^{-\frac{s}{\lambda_y}},$$

$$\widehat{HOP}_{at_p}^{Reliab}(\hat{S}) = \int_{2r_{ap}}^{\hat{S}+2r_{ap}} \frac{1}{\hat{S}} P_{at_p}(u) du = \frac{\phi_1 k_2 \lambda_y}{2\hat{S}} \left(1 - e^{-\frac{\hat{S}}{\lambda_y}}\right). \quad (7)$$

С учётом формулы (7) запишем полную вероятность касания ОП и точечного (ограниченного) препятствия при движении ОП по рулѐжной дорожке:

$$\int_{2r_{ap}}^{\hat{S}+2r_{ap}} \left(\frac{(1-\alpha)}{\sqrt{2\pi}\sigma_{1G-G}} e^{-\frac{u^2}{2\sigma_{1G-G}^2}} + \frac{\alpha}{\sqrt{2\pi}\sigma_{2G-G}} e^{-\frac{u^2}{2\sigma_{2G-G}^2}} \right) du + \frac{\phi_1 k_2 \lambda_y}{2\hat{S}} \left(1 - e^{-\frac{\hat{S}}{\lambda_y}}\right) \times$$

$$\times (Cont_C + Cont_S + Cont_{ATM}) = P_{at_p}^{total}(s). \quad (8)$$

Значение s , при котором $P_{at_p}^{total}(s) = TLS_{total}$, будет являться минимальным безопасным интервалом $S_{min_at_p}$ между рулѐжной дорожкой и ограниченным препятствием вне её.

Для препятствий t_{inf} вероятность перекрытия ОП, находящегося на рулѐжной дорожке на расстоянии s от препятствия t_{inf} , следует записать в виде:

$$P_{at_{inf}}(s) = \int_{\hat{S}-r_a}^{\infty} \left(\frac{(1-\alpha)}{\sqrt{2\pi}\sigma_{1G-G}} e^{-\frac{u^2}{2\sigma_{1G-G}^2}} + \frac{\alpha}{\sqrt{2\pi}\sigma_{2G-G}} e^{-\frac{u^2}{2\sigma_{2G-G}^2}} \right) du. \quad (9)$$

Формула (9) справедлива для безотказного состояния связи, наблюдения, УВД.

При отказах связи, наблюдения, УВД, или их возможных комбинациях вероятность перекрытия ОП со стеной, зданием или стоянкой ВС в зависимости от их номинального разделения следует записать как

$$P_{at_{inf}}^{Reliab}(\hat{S}) = \int_{\hat{S}-r_a}^{\infty} \frac{1}{2\lambda_y} e^{-\frac{u}{\lambda_y}} du = \frac{k_1}{2} e^{-\frac{\hat{S}}{\lambda_y}}, \quad (10)$$

Среднюю по s на интервале $(r_a \leq s \leq \hat{S})$ вероятность горизонтального перекрытия $P_{at_{inf}}^{Reliab}(s)$ при равномерной плотности распределения $f(s) = 1/\hat{S}$ запишем в виде

$$\widehat{HOP}_{at_{inf}}^{Reliab}(\hat{S}) = \frac{k_1 k_2 \lambda_y}{2\hat{S}} \left(1 - e^{-\frac{\hat{S}}{\lambda_y}}\right). \quad (11)$$

Полную вероятность касания ОП с препятствием t_{inf} при движении по рулѐжной дорожке запишем в виде:

$$\int_{\hat{S}-r_a}^{\infty} \left(\frac{(1-\alpha)}{\sqrt{2\pi}\sigma_{1G-G}} e^{-\frac{u^2}{2\sigma_{1G-G}^2}} + \frac{\alpha}{\sqrt{2\pi}\sigma_{2G-G}} e^{-\frac{u^2}{2\sigma_{2G-G}^2}} \right) du + \frac{k_1 k_2 \lambda_y}{2\hat{S}} \left(1 - e^{-\frac{\hat{S}}{\lambda_y}}\right) \times$$

$$\times (Cont_C + Cont_S + Cont_{ATM}) = P_{at_{inf}}^{total}(\hat{S}). \quad (12)$$

Авторами рассчитаны минимальные безопасные интервалы между детерминированными препятствиями и рулѐжными дорожками для t_p и t_{inf} , полные вероятности столкновений ОП на рулѐжных дорожках с препятствиями t_p и t_{inf} в зависимости от надёжности наблюдения, связи и УВД и точности наблюдения при $r_p = 10$ м, $r_a = 40$ м, $\hat{S} = 100$ м, $\sigma_y = 15,54$ м, $\widehat{HOP}_{at_p}^{Reliab} = 0,549$, $TLS_{total} = 10^{-6}$, а также при снижении требований $TLS_{total} = 10^{-5}$.

Расчёты показали, что для эксплуатации непрерывностей $Cont_{C,S,ATM}=10^{-5}$ невозможно получить минимальные безопасные интервалы для $TLS_{total}=10^{-6}$. При снижении требований до $TLS_{total}=10^{-5}$ для тех же значений исходных параметров S_{min} не превосходит 100 м при $rms=6$ м, S_{min} не превосходит 122 м при $rms=8$ м, S_{min} не превосходит 146 м при $rms=10$ м при $Cont_{C,S,ATM}=10^{-5}$.

Подход к обоснованию требований безопасности к аэродромной системе ОВД, включающей систему обзора лётного поля

Требования безопасности должны быть предъявлены к основным техническим характеристикам аэродромной системы ОВД, которые связывают характеристики надёжности, связи, наблюдения, УВД, точности определения координат объектов на лётном поле, частоты и вероятностей обновления этих координат, безопасных минимальных интервалов между объектами и приемлемого уровня безопасности TLS_{total} . Первоначальные исследования основывались на использовании $TLS_{total}=10^{-6}$ [1/са]. Исследования показали, что для этого уровня нельзя обосновать требования безопасности при эксплуатационных непрерывностях 10^{-5} на подсистемы связи, наблюдения, АТМ. В этой ситуации следует рассмотреть снижение требований к TLS_{total} от 10^{-6} до 10^{-5} .

С применением $TLS_{total}=10^{-5}$ [1/са] аэродромная система ОВД может функционировать как безопасная с уровнем эксплуатационной непрерывности порядка 10^{-5} на 1 ч.

Авторами рассчитаны требования безопасности для аэродромной системы ОВД с использованием $TLS_{total}=10^{-5}$ [1/са] в части обоснования минимальных безопасных интервалов между препятствиями (точечными и неограниченными) и рулёжными дорожками, и минимальных интервалов между ОП. Показано, что для эксплуатационных непрерывностей $Cont_{C,S,ATM}=10^{-5}$ при $TLS_{total}=10^{-5}$ [1/са] для двух вариантов вероятностей P_j ($j=\overline{0,3}$) и $T_0=1$ с минимальный безопасный интервал между ОП и между ОП и ОН не превосходит 122 м при $rms=6$ м, 149 м при $rms=8$ м, 203 м при $rms=10$ м.

Заключение

В статье представлены разработанные модели оценки вероятности касания объектов на поле маневрирования, в том числе оценки вероятности касания двух ОП, координаты которых определяются радиотехнической системой обзора лётного поля, и две модели касания ОП с ОН в форме мачты (t_p) и стены (t_{inf}). При этом координаты ОН известны системе без позиционных ошибок, а координаты ОП определяются системой обзора лётного поля.

Разработанные модели использовались с целью изучения подходов к обоснованию требований безопасности аэродромной системы ОВД, в том числе к обоснованию приемлемых уровней надёжности компонент связи, наблюдения и УВД системы, безопасных минимальных интервалов между объектами при заданных характеристиках радиотехнической системы обзора лётного поля (период обновления информации наблюдения T_0 , точность определения координат объектов и вероятностные характеристики обновления координат объектов на интервале T_0), а также особенностей движения объектов на поле маневрирования (скорости движения, углы пересечения рулёжных дорожек).

При $TLS_{total}=10^{-5}$ [1/са] аэродромная система ОВД может функционировать как безопасная с уровнем эксплуатационной непрерывности порядка 10^{-5} на 1 ч. При этом минимальный интервал не превосходит 203 м при точности обзора лётного поля 10 м.

Выполненные исследования создают условия обеспечения безопасного обслуживания объектов на поле маневрирования при отсутствии визуального контроля за ними.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Спрысков В. Б., Шувалова Е. В., Кузнецов С. В. Модель оценки технического риска катастроф при эшелонировании воздушных судов в горизонтальной плоскости на основе информации системы наблюдения обслуживания воздушного движения // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 40. С. 111–123.
2. Спрысков В. Б., Шувалова Е. В., Кузнецов С. В. Решение экстремальных задач определения фактического минимального горизонтального интервала между ВС при эшелонировании на пересекающихся курсах по информации системы наблюдения обслуживания воздушного движения // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 41. С. 133–143.
3. Спрысков В. Б., Шувалова Е. В., Кузнецов С. В. Выбор аналитического выражения плотности вероятности ошибок определения координат системой наблюдения при оценке безопасности полётов в процедурах горизонтального эшелонирования // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 44. С. 113–119.
4. Шувалова Е. В., Спрысков В. Б., Кузнецов С. В. Формула полного риска катастроф при эшелонировании воздушных судов в горизонтальной плоскости на основе информации системы наблюдения обслуживания воздушного движения // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023 № 44. С. 120–127.
5. Ефанов Д. Е., Спрысков В. Б., Шапкин В. С., Далецкий С. В. Подход к выбору аналитического выражения плотности вероятности линейных ошибок измерения координат ВС посредством радиолокатора при оценивании безопасности полётов в системе маршрутов зональной навигации со спецификациями RNAV 1, RNAV 2 и/или RNAV 5 // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2017. № 17. С. 41–55.
6. ICAO Doc 9689 AN/953. Руководство по методике планирования воздушного пространства для определения минимумов эшелонирования. Изд. первое с поправкой № 1. Монреаль: ИКАО, 2002. 266 с.
7. ИКАО Doc 4444 ATM/501. Правила аэронавигационного обслуживания. Организация воздушного движения, изд. 16, Монреаль: ИКАО, 2016. 530 с.
8. ИКАО-Cir326 AN/188. Оценка наблюдения с использованием систем ADS-B и мультилатерации в целях обеспечения обслуживания воздушного движения и рекомендации по их внедрению. Монреаль: ИКАО, 2012. 46 с.

References

1. Spryskov V. B., Shuvalova E. V., Kuznetsov S. V. Model for estimating technical risk of accident when separation aircraft in the horizontal plane based on air traffic service surveillance system, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2022, no. 40, pp. 111–123. (In Russ.)
2. Spryskov V. B., Shuvalova E. V., Kuznetsov S. V. Decision problems of determining the actual minimum horizontal interval between aircrafts when separation on crossing courses using the information of the air traffic service supervision system, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2022, no. 41, pp. 133–143. (In Russ.)
3. Spryskov V. B., Shuvalova E. V., Kuznetsov S. V. Selection of an analytical expression for the probability density of errors in determining coordinates by a surveillance system when assessing flight safety in horizontal separation procedures, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 44, pp. 113–119. (In Russ.)
4. Shuvalova E. V., Spryskov V. B., Kuznetsov S. V. Formula of total risk of accidents when separation aircraft in the horizontal plane based on air traffic service surveillance system, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 44, pp. 120–127. (In Russ.)
5. Efanov D. E., Spryskov V. B., Shapkin V. S., Daletskiy S. V. Approach to the selection of analytic expressions of probability density for linear errors in measuring aircraft coordinates using radar when evaluating flight safety in the area navigation route system with RNAV 1, RNAV 2 and/or RNAV 5 specifications, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2017, no. 17, pp. 41–54. (In Russ.)
6. ICAO Doc 9689 AN/953. Guidelines for Airspace Planning Techniques for Determining Layering Minimums, ed. 1, ICAO, Montreal, 2002, 205 p.

7. ICAO Doc 4444 ATM/501. Procedures For Air Navigation Services. Air Traffic Management, 16th edition, ICAO, Montreal, 2016, 490 p.

8. ICAO Cir 326 AN/188. Assessment of ADS-B and Multilateration Surveillance to Support Air Traffic Services and Guidelines for Implementation, ICAO, Montreal, 2012, 42 p.

Информация об авторах

Спрысков Владимир Борисович, доктор технических наук, главный научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, spryskov@atminst.ru

Шувалова Екатерина Викторовна, заместитель генерального директора по аэронавигации, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, shuvalovaev@gosniiga.ru

Кузнецов Сергей Вадимович, начальник отдела – директор ЦСТО, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, kuznetsov_sv@gosniiga.ru

Authors information

Spryskov Vladimir B., Doctor of Sciences (Engineering), Chief Scientific Officer, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, spryskov@atminst.ru

Shuvalova Ekaterina V., Deputy General Director for Air Navigation, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, shuvalovaev@gosniiga.ru

Kuznetsov Sergei V., Head of Department – Director of CAET, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, kuznetsov_sv@gosniiga.ru

Статья поступила в редакцию 14.07.2023; одобрена после рецензирования 18.01.2024; принята к публикации 26.01.2024.

The article was submitted 14.07.2023; approved after reviewing 18.01.2024; accepted for publication 26.01.2024.

Научная статья
УДК 621.396.99

АЛГОРИТМ СЕЛЕКЦИИ СИГНАЛОВ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ РАДИОКОНТРОЛЯ АВИАЦИОННЫХ ЛИНИЙ СВЯЗИ

М. А. МЕЖЕТОВ¹, А. А. ШАЛАЕВ¹, Э. А. БОЛЕЛОВ²

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

² Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. Основные требования, предъявляемые к современным авиаперевозкам – безопасность и регулярность, которые обеспечиваются в значительной степени средствами радиосвязи, радионавигации и радиолокации. Угрозой для надёжной работы этих систем является ухудшение помеховой обстановки, вызванное увеличением числа непрерывно работающих радиопередающих устройств. В целях предупреждения последствий возникновения межсистемных помех в авиационных линиях связи осуществляется радиоконтроль, эффективность которого зависит от глубины анализа излучаемых сигналов. На качество и глубину анализа радиосигналов влияет точность их селекции, оптимизации которой и посвящена данная статья.

Ключевые слова: воздушное судно, организация воздушного движения, авиационные линии связи, мониторинг радиоэфира, радиотехническая разведка, радиоконтроль, интеллектуальные транспортные системы

Для цитирования: Межетов М. А., Шалаев А. А., Болелов Э. А. Алгоритм селекции сигналов для решения задач радиоконтроля авиационных линий связи // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 45. С. 121–132.

SIGNAL SELECTION ALGORITHM FOR AERONAUTICAL COMMUNICATION RADIO BAND MONITORING

М. А. MEZHETOV¹, А. А. SHALAEV¹, Е. А. BOLELOV²

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

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

Abstract. Safety and regularity are the main requirements for modern air transportations. They are provided mainly by using radiocommunication, radiolocation and radionavigation systems in aviation. An increase of the number of interferences, produced by other transmitters, can cause unreliable operation of that radio systems. Monitoring of aeronautical communication radio band can prevent consequences of appearance of inter-system interference. An effectiveness of realization of radio monitoring depends on accuracy of signals selection, the optimization of which is the subject of this article.

Keywords: aircraft, air traffic management, aviation radio communication systems, spectral monitoring, radio intelligence, radio monitoring, intelligent transport systems

For citation: Mezhetov M. A., Shalaev A. A., Bolelov E. A. Signal selection algorithm for aeronautical communication radio band monitoring, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 45, pp. 121–132. (In Russ.)

Введение

Развитие и повсеместное внедрение беспроводной передачи данных, увеличение доступности радиопередающих средств создают угрозы не только возникновения межсистемных помех, но и намеренного искажения информации в радиоканале сторонними лицами, что может привести к нарушению работы авиационных радиосистем и стать причиной аварии или катастрофы [1, 2]. В случае возникновения подобных ситуаций в авиационном диапазоне, в частности, на частотах авиационных линий связи, последствия нарушения радиообмена между воздушным судном (ВС) и наземными службами организации воздушного движения (ОрВД) могут привести к авиационному происшествию, особенно при взлёте и посадке, на наиболее сложных и ответственных этапах полёта.

Постановка задачи

Для исключения или минимизации возможного ущерба от потери или подмены информации в радиоканале в результате действия стороннего излучателя осуществляется радиоконтроль – комплекс мер, направленный на выявление мешающих и незаконных источников радиосигналов. Основой для реализации радиоконтроля служит радиомониторинг – анализ состояния радиочастотного спектра с последующим выявлением признаков нарушений установленного порядка радиообмена и правил его использования [3].

Существует множество подходов к осуществлению радиомониторинга на разных уровнях анализа спектра таких как: а) обнаружение посторонних сигналов; б) их классификация по типам модуляции и определение наиболее вероятной радиотехнической системы, которой принадлежит анализируемый сигнал. Радиомониторинг с анализом сигналов значительно информативнее и при построении систем радиоконтроля является более предпочтительным, так как позволяет в значительной степени автоматизировать процесс выявления нарушения использования радиоэфира. В то же время реализация комплексного анализа радиочастот с подробной классификацией излучений требует особого подхода к их предварительной обработке, состоящей в селекции сигнала и определении полосы, занимаемой его спектром. Применение традиционных решений для выделения исследуемого участка спектра может быть затруднено как сложной электромагнитной обстановкой в исследуемом диапазоне, так и работой нестандартных радиопередающих средств, имеющих распределённую по спектру энергетику. Ввиду этого, создание алгоритмов, позволяющих точно выделять исследуемый сигнал, является актуальной задачей, решению которой и посвящена данная статья.

Предлагаемые методы решения задачи

В основе любой беспроводной системы передачи информации лежит процесс модуляции – изменение параметров несущего колебания в соответствии с законом информационного сообщения. В зависимости от того, какой параметр несущего колебания подвергается изменению, выделяют три основных типа модуляции: амплитудную (АМ), частотную (ЧМ) и фазовую (ФМ) [4, 5]. Частным случаем амплитудной модуляции является балансная модуляция (БМ), в спектре которой подавлена составляющая, соответствующая несущей частоте. Отдельно выделяют сигналы с однополосной модуляцией (ОМ), представляющие собой информационное сообщение, перенесённое на частоту передачи.

Все названные виды модуляции, в зависимости от своих достоинств и недостатков, применяются в тех или иных средствах радиосвязи, и практически у всех видов модуляции есть одно общее свойство – симметричность амплитудного спектра передаваемого сигнала. Исключением является однополосная модуляция, которая производится путём переноса спектра информационного

сообщения на частоту несущей, и так как информация – процесс нестационарный, этот спектр редко бывает симметричным [6].

Таким образом, обнаруживая в амплитудном спектре симметричные участки, можно выделять частоты, принадлежащие одному сигналу. Осью симметрии в данном случае будет являться несущее колебание, что позволяет, при необходимости, определить частоту, на которой излучается сигнал. Более того, определив участки спектра с излучением, но без симметричной пары, можно сделать вывод о наличии в спектре однополосного сигнала, классифицировать который традиционными способами анализа крайне затруднительно. Рис. 1.а и рис.1.б поясняют вышеописанный принцип.

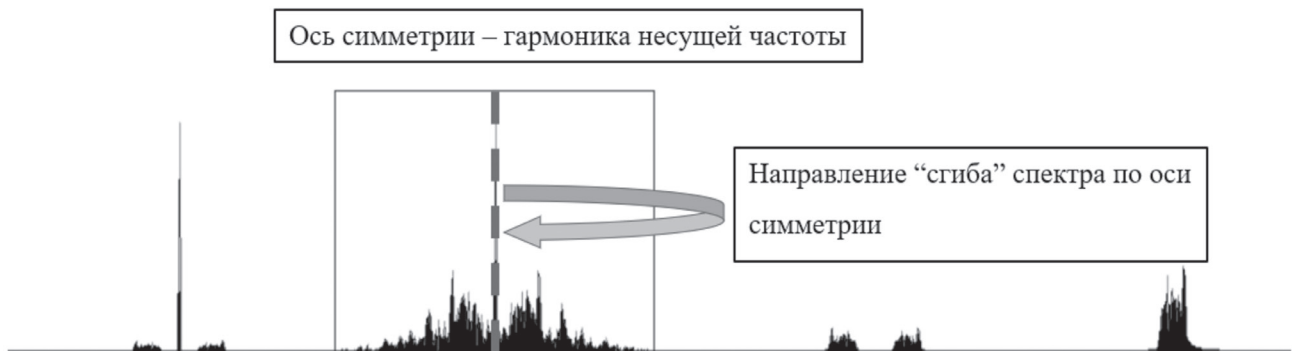


Рис. 1.а. Общий вид амплитудного спектра. Контуром выделен спектр исследуемого ЧМ сигнала. Несущая по центру – ось симметрии

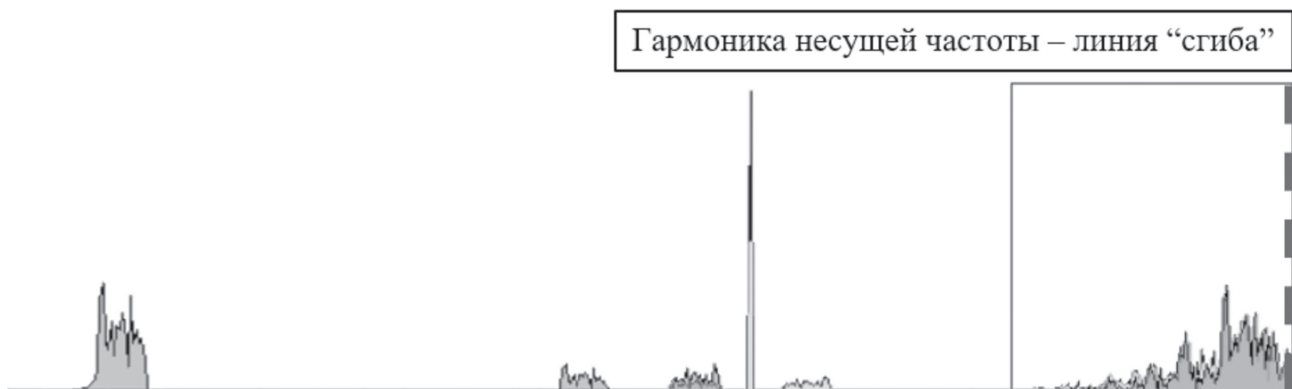


Рис. 1.б. Вид после “сгиба” спектра по несущей – оси симметрии, наблюдается практически полное наложении левой части спектра на правую

Представим, что спектр распечатан на прозрачной бумаге (рис. 1.а). Тогда для того, чтобы проверить симметрию ЧМ сигнала, необходимо согнуть лист по оси симметрии его спектра, т. е. по гармонике несущей частоты. После выполнения сгиба можно обнаружить полное наложение левой части спектра ЧМ сигнала на правую (рис. 1.б), что и подтверждает принадлежность этих частей спектра одному сигналу.

Однако, не всегда в спектре присутствует несущая, более того, левая и правая части одного сигнала в спектре могут быть расположены не подряд. Например, между лепестками БМ сигнала теоретически можно расположить ОМ сигнал, что делает подход сравнения соседних участков спектра нереализуемым. Поэтому для обнаружения симметричных участков спектра предлагается применить метод «прозрачного обруча».

Сущность данного метода заключается в поиске симметричных участков амплитудного спектра по всей его полосе путём последовательного перебора всех гармоник в качестве осей симметрии. При этом, в целях сохранения возможности реализации анализа спектра взаимно-корреляционной функцией, длина сравниваемых участков всегда сохраняется постоянной.

Для понимания принципа работы предлагаемого алгоритма воспользуемся его абстрактным представлением, показанным на рис. 2.

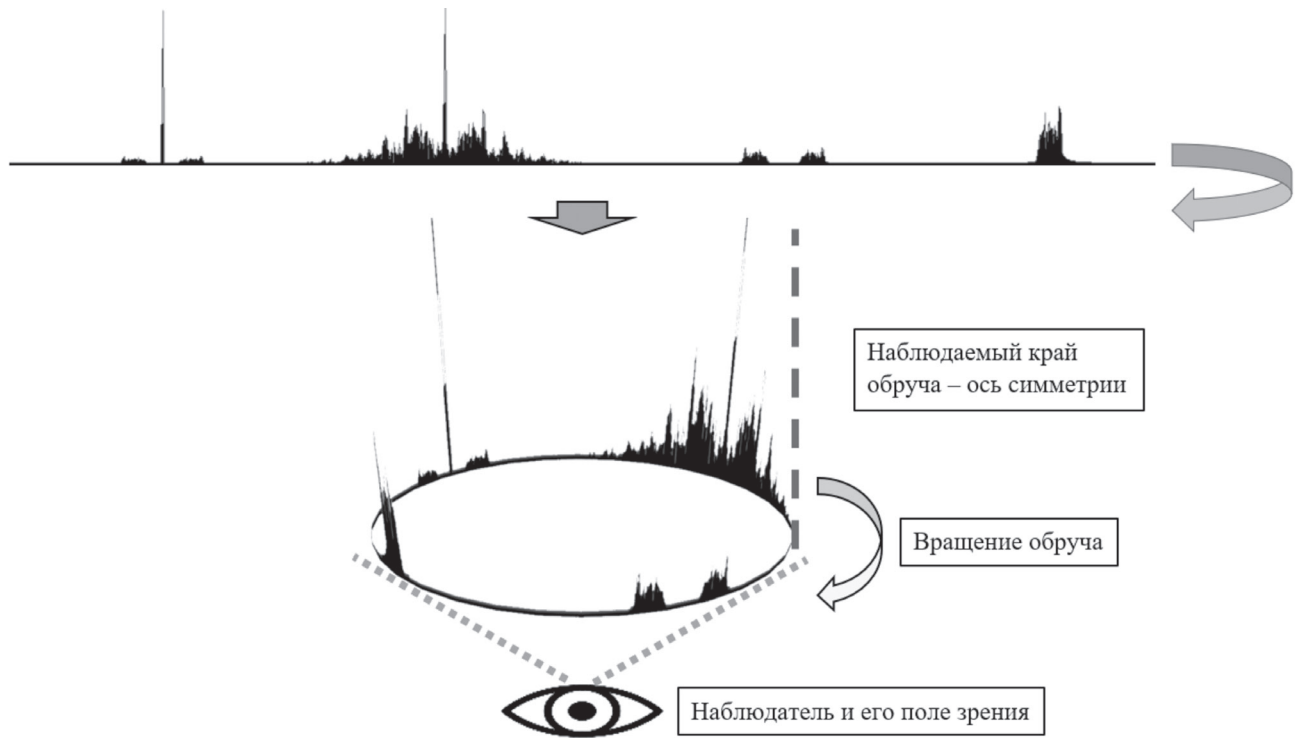


Рис. 2. Абстрактное представление сущности метода «прозрачного обруча»

Представим, что спектрограмма напечатана на прозрачной бумаге. Из этой бумаги путём подвода конца спектрограммы к её началу, получают обруч, как показано на рис. 2. Наблюдатель смотрит на обруч сбоку так, что видит полностью только одну половину обруча (вторая половина закрыта от прямого наблюдения первой), и начинает его постепенно вращать. Тогда, поскольку обруч прозрачный, если наблюдатель будет видеть на каком-либо участке спектрограммы полное наложение рисунка ближней половины обруча на рисунок дальней половины (как на рис. 1.б), можно говорить о симметрии накладываются частей спектрограммы относительно одного из наблюдаемых краёв обруча и сделать вывод о принадлежности симметричных участков спектра к одному сигналу. Зная величину поворота обруча и удаление симметричных участков от его края, можно легко восстановить частоты начала и конца спектральных составляющих, что позволяет точно выделить из спектра участки этого сигнала.

Те участки спектра, излучение на которых есть, но к которым нет симметричной пары, будут являться однополосными сигналами.

Реализация алгоритма

Структурная схема блока селекции отдельных сигналов, основанная на методе «прозрачного обруча» приведена на рис. 3.

Сигнал $|s(f)|$ в виде амплитудного спектра с удалёнными шумовыми составляющими поступает на формирователь признака излучения – функции частоты, принимающей значение «1», если амплитуда гармоники больше 0 и «0» – если равна 0. Задача данного блока состоит в выделении областей спектра, где присутствуют спектральные составляющие. Это необходимо для оптимизации поиска симметрии, чтобы производить её оценку только в тех частях спектра, где функция признака излучения на обеих сторонах обруча будет совпадать по длине, а также для

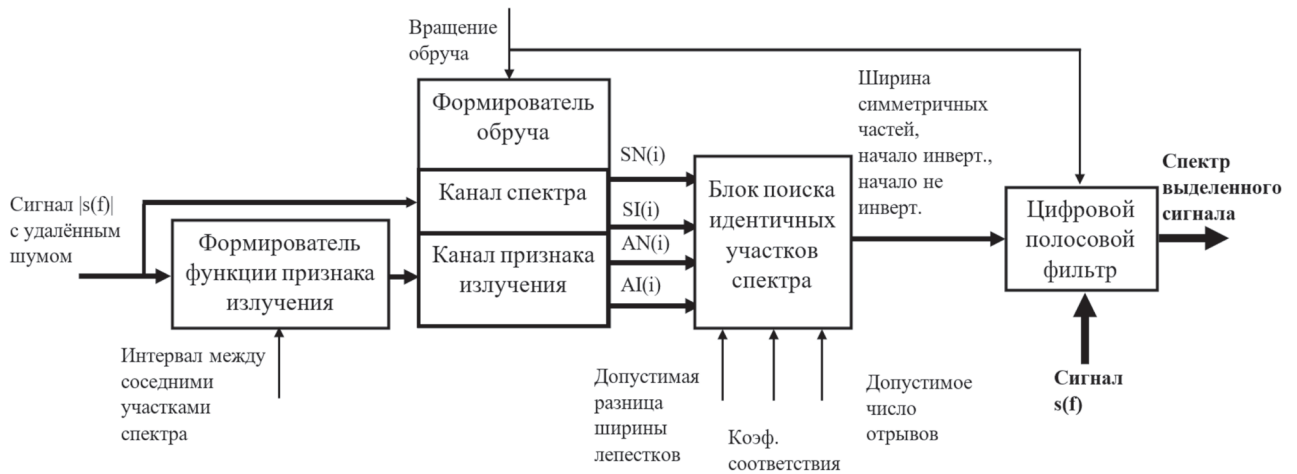


Рис. 3. Структурная схема блока селекции сигналов на основе метода «прозрачного обруча»

оценки ширины части спектра с излучением. При этом на формирователь поступает значение интервала между соседними участками спектра – минимальное число дискретных частей спектра, разделяющих его участки, принадлежащие двум разным сигналам. Это значение выбирается в зависимости от частоты дискретизации и количества точек, а также от шумовой обстановки. На рис. 4.а, рис. 4.б и рис. 4.в показаны результаты работы для корректно и некорректно подобранных значений данного интервала.



Рис. 4.а. Значение интервала между соседними участками спектра выбрано корректно



Рис. 4.б. Значение интервала между соседними участками спектра недостаточно – АМ сигнал разбит на боковые лепестки и отдельную несущую, ЧМ сигнал разбит на множество составляющих



Рис. 4.б. Значение интервала между соседними участками спектра велико – АМ и ЧМ сигнал «слиплись», БМ сигнал воспринимается единой частью

Функция признака излучения параллельно с исходным сигналом $|s(f)|$ поступает на формирователь обруча. Формирователь обруча состоит из канала спектра и канала признака излучения. Каналы идентичны и выполняют одинаковые операции и на спектре сигнала, и на функции признака излучения, формируя два соответствующих обруча. Основная задача формирователя обруча – получать из спектра и функции признака излучения две части – инвертированную и неинвертированную, а также осуществлять «поворот» обруча шагом в половину интервала частот дискретного амплитудного спектра. Такое вращение получается путём поочерёдного смещения инвертированной и неинвертированной областей на одну спектральную составляющую и необходимо для того, чтобы обнаруживать симметрию у тех участков спектра, ось симметрии которых находится между соседними гармониками в дискретном спектре. На выходе из формирователя обруча создаётся четыре массива значений – по два на каждый канал: SI – спектр инвертированный, SN – спектр неинвертированный, AI – функция признака инвертированная и AN – функция признака неинвертированная. Первые значения инвертированных и последние неинвертированных частей удаляются в обоих каналах – они выступают в роли образующих осей симметрии – «краёв» обруча – и в сравнении не участвуют. Таким образом, размерность n всех четырёх массивов будет равна половине от числа отсчётов в спектре минус два значения – за счёт исключения из сравнения «краёв» обруча.

Вышеописанные массивы подаются на блок поиска идентичных участков спектра, который и выступает в роли абстрактного «наблюдателя». Работает блок по алгоритму, представленному на рис. 5.

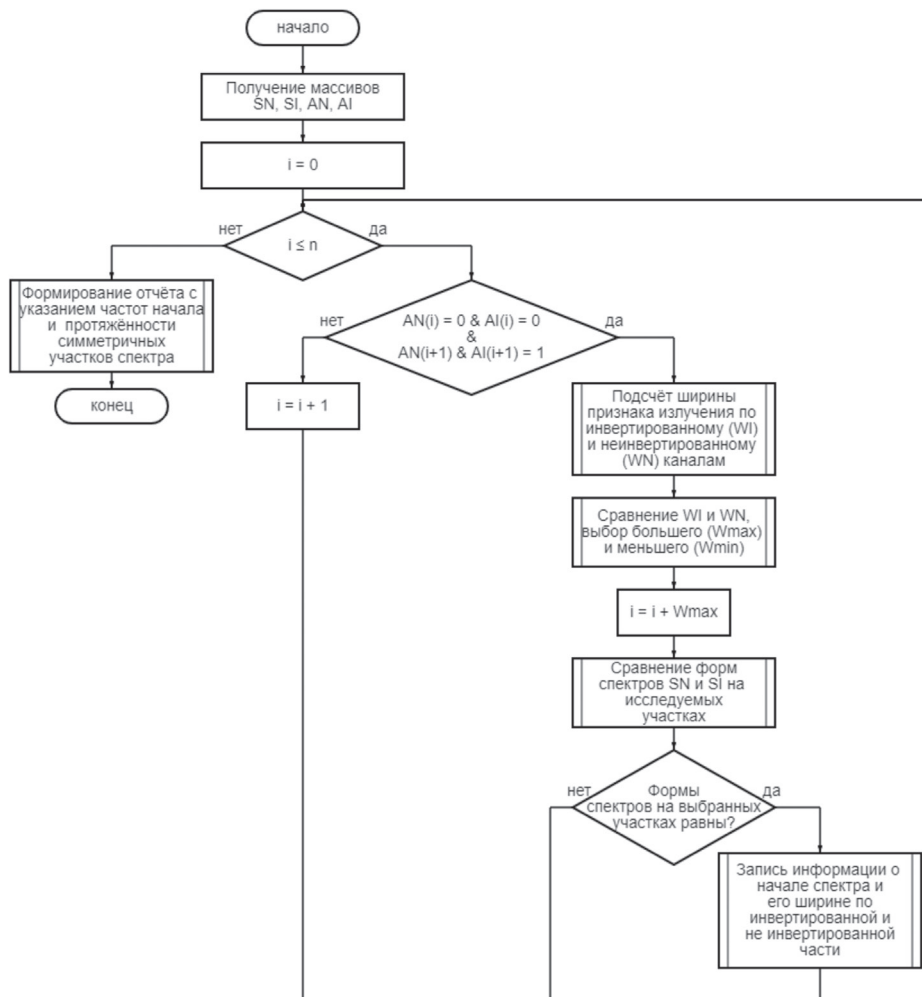


Рис. 5. Алгоритм работы блока поиска идентичных участков спектра

Основной частью алгоритма является цикл типа *for*, поочерёдно перебирающий все *n* значений каждого полученного массива. Сначала алгоритм работает с массивами *AN* и *AI*, производя поиск совпадения перехода функции признака из «0» в «1» по инвертированному и неинвертированному каналам. Если совпадение обнаружено, то алгоритм производит оценку ширины обнаруженных участков функций признака со значением «1» по обоим каналам. В случае, если участки со значением «1» по ширине инвертированного и неинвертированного каналов одинаковы или отличаются на допустимое значение (задаётся в зависимости от шумовой обстановки, числа отсчётов и частоты дискретизации), алгоритм начинает производить оценку совпадения формы спектров инвертированного и неинвертированного канала на обнаруженных участках, как на потенциально симметричных ввиду их одинаковой ширины. В противном случае алгоритм продолжает поиск совпадающих по началу и ширине участков спектра.

Оценка совпадения форм спектров на инвертированном и неинвертированном участках производится методом поочерёдного вычитания значений спектра одного участка из значений спектра другого и сравнением модуля полученной разницы со значением коэффициента соответствия. В идеальном случае, если формы спектров полностью идентичны друг другу, то при вычитании значений одного спектра из соответствующих значений другого в результате должен получиться массив, состоящий из нулей, однако на практике из-за шумовых составляющих боковые лепестки спектров никогда не будут абсолютно симметричными. Для учёта влияния шумов и вводится коэффициент соответствия, представляющий из себя допустимую разницу значений инвертированной и неинвертированной частей спектра. Если при вычитании значений частей спектра разность меньше или равна коэффициенту соответствия, то алгоритм будет считать спектральные составляющие каналов одинаковыми. В противном случае алгоритм посчитает данную спектральную составляющую за отрыв – различие в гармониках инвертированной и неинвертированной частей, нарушающее симметрию. Если по итогу сравнения формы спектров число отрывов не вышло за предельное значение (определяется исходя из шумовой обстановки), то можно говорить об отрывах, как о случайных всплесках в частотной области исследуемого участка спектра, и считать его части симметричными и принадлежащими к одному сигналу. Тогда алгоритм запишет начало и ширину симметричных участков в спектре в базу данных и продолжит поиск от значения, равного сумме начала и ширины обнаруженных участков на случай существования нескольких симметричных участков с одинаковой осью симметрии. Если же число отрывов превысит предельное значение, исследуемые участки спектра признаются несимметричными, и алгоритм продолжит поиск симметричных участков на данном «повороте» облуча дальше.

После выполнения тела цикла алгоритм формирует отчёт о найденных симметричных частях спектра и передаёт его в цифровой полосовой фильтр (рис. 3), куда также приходит значение «поворота» облуча, на котором обнаружена симметрия. В цифровом полосовом фильтре по отчёту, сформированному в блоке поиска идентичных участков спектра, и значению «поворота» облуча формируются два прямоугольных импульса в частотной области с амплитудой, соответствующей «1»: начало и конец первого импульса соответствуют началу и концу части спектра на неинвертированной стороне облуча, начало и конец второго импульса соответствуют началу и концу части спектра на инвертированной стороне облуча. Полученная последовательность импульсов перемножается с исходным сигналом в спектральной форме, тем самым осуществляется селекция сигнала строго по форме его спектра.

После этого производится следующий «поворот» облуча, и алгоритм выполняется заново. При достижении половины полного оборота облуча на выходе полосового фильтра будет сформирован массив отфильтрованных сигналов, обнаруженных алгоритмом на всём участке исследуемого спектра. Сигналы, не имеющие симметричной части на исследуемом диапазоне, классифицируются как однопольные, и их селекция в данной статье не рассматривается.

Приведённая выше методика сравнения схожести форм частей спектра (рис. 5) не является единственно возможной – метод «прозрачного облуча» позволяет производить оценку

симметричности и другими способами, например, путём вычисления корреляции между потенциально симметричными участками спектра, а также использовать более сложные и совершенные алгоритмы.

Результаты моделирования

Для проверки возможности реализации и применения вышеописанного алгоритма поиска симметричных участков спектра проведено его моделирование в среде графического программирования LabView. Испытания работоспособности алгоритма проводились на модели участка радиодиапазона, содержащего в себе АМ, ЧМ, БМ и ОМ спектры с одинаковым модулирующим сигналом. На рис. 6.а и рис. 6.б показаны изображения интерфейса программной модели алгоритма селекции.

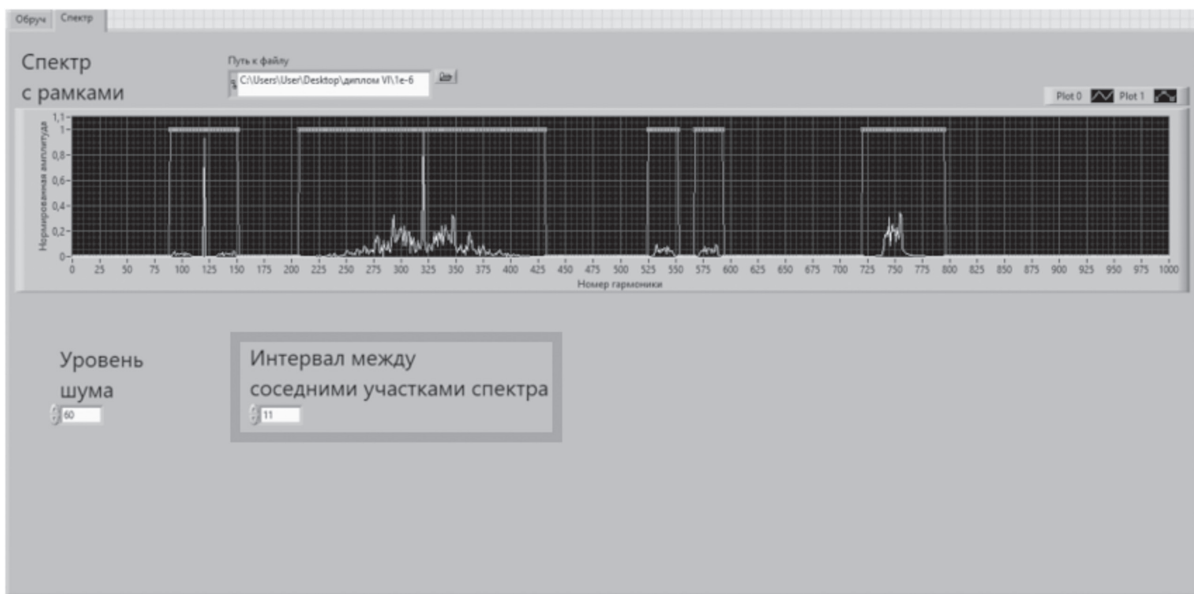


Рис. 6.а. Окно настройки интервала между соседними участками спектра

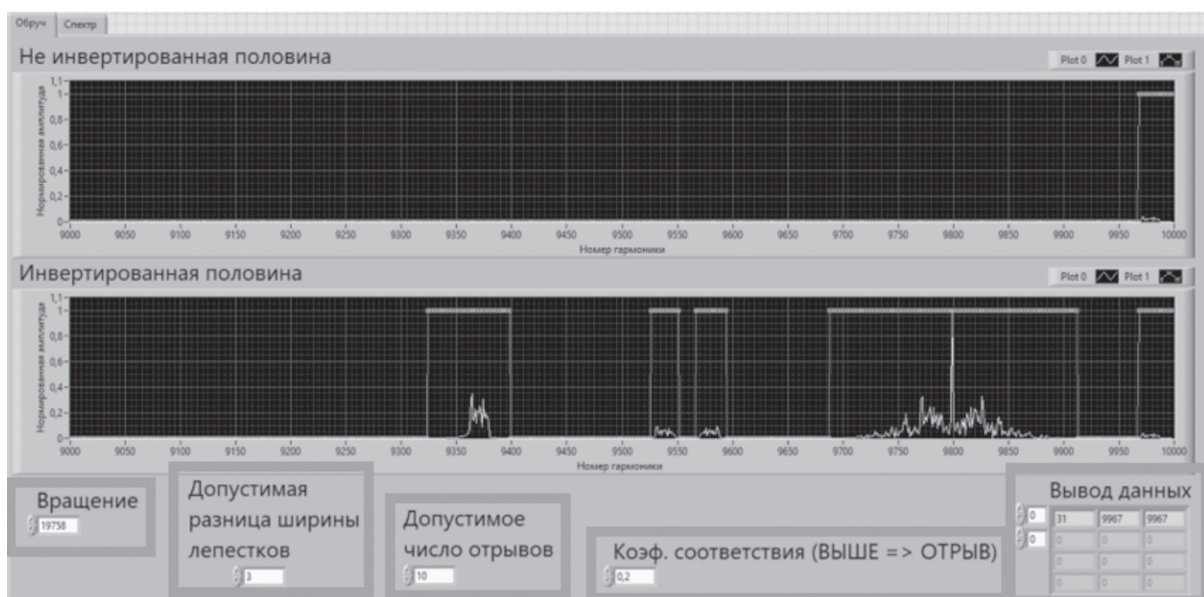


Рис. 6.б. Окно «поворота» обруча, настройки коэффициентов и вывода информации о нахождении симметричных участков

Путём изменения значения переменной «Вращение» осуществляется «поворот» обруча, и при обнаружении симметричных участков спектра в блоке «Вывод данных» отображается ширина и точки начала симметричных участков (рис. 7.а, рис. 7.б и рис. 7.в).

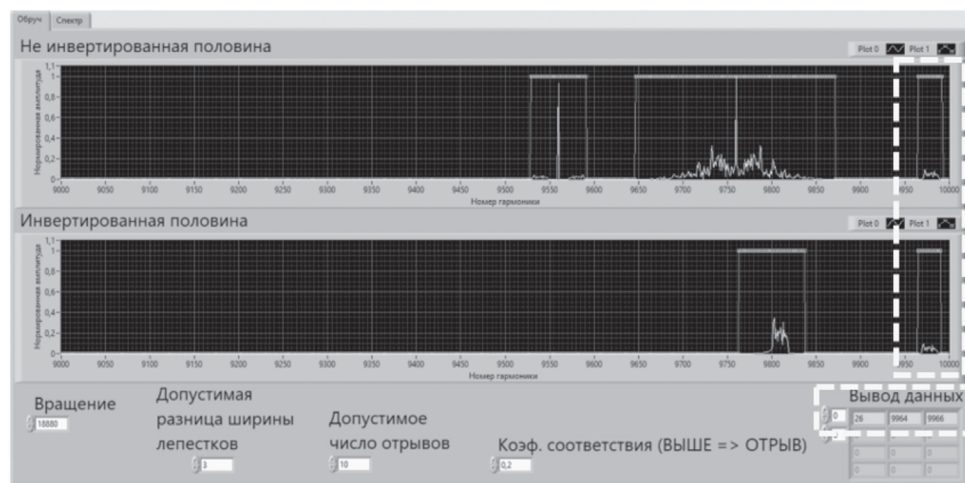


Рис. 7.а. Результат «поворота» обруча и обнаружения симметрии лепестков БМ сигнала

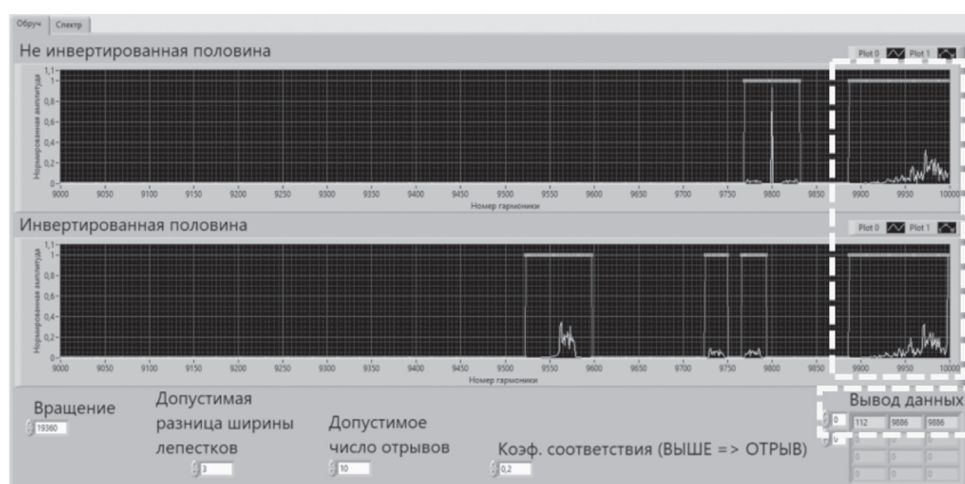


Рис. 7.б. Результат «поворота» обруча и обнаружения симметрии лепестков ЧМ сигнала

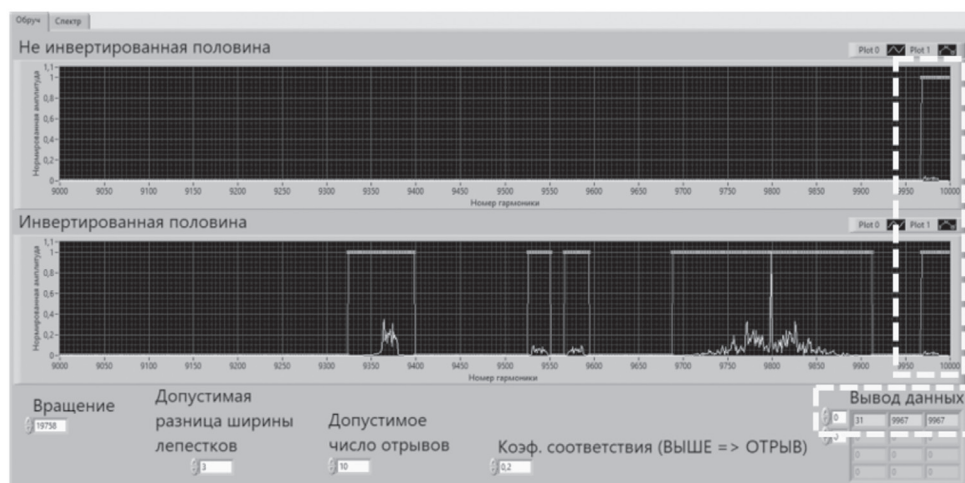


Рис. 7.в. Результат «поворота» обруча и обнаружения симметрии лепестков АМ сигнала

Заключение

В результате оценки эффективности путём программного моделирования предлагаемый метод «прозрачного обруча» и его реализация в виде подпрограммы (рис. 3) и алгоритма (рис. 5) показали работоспособность на тестовой модели участка спектра.

Благодаря тому, что в основе метода применяется фундаментальное свойство спектров – их симметрия относительно несущей частоты, при правильном подборе значений допусков и коэффициентов алгоритм позволяет производить селекцию отдельных сигналов даже в сложной электромагнитной обстановке, например при работе нестандартных передатчиков или сильной загрузке частотного ресурса, что даёт возможность производить анализ отдельных сигналов более качественно и эффективно. Именно это свойство делает метод «прозрачного обруча» предпочтительным для селекции сигналов при их анализе в целях осуществления радиоконтроля [7–9]. К немаловажному достоинству метода можно отнести и его гибкость – при сохранении общей идеи метода обнаружения сигналов на исследуемом диапазоне существует множество способов его программной реализации, что позволяет использовать разные алгоритмы для решения задачи обнаружения спектральных составляющих сигналов [10].

Для развития метода обнаружения и селекции сигналов целесообразно усовершенствовать алгоритм блока поиска идентичных участков спектра (рис. 5), сделав его работу более надёжной в сложной помеховой обстановке, а также разработать блок оценки шумовой обстановки, позволяющий автоматически рассчитывать все необходимые для работы алгоритма значения допусков и коэффициентов в интеллектуальных транспортных системах.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Межетов М. А., Лежанкин М. А., Тихова А. И., Вахрушева У. С. Использование модуляции Loga в средствах радиосвязи, навигации и наблюдения для решения задач управления воздушным движением // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. 2023. № 1. С. 77–97. https://doi.org/10.51955/2312-1327_2023_1_77
2. Ерохин В. В., Лежанкин Б. В., Портнова Т. Ю., Поваренкин Н. В. Определение местоположения воздушного судна в многопозиционной системе наблюдения на основе мультilaterационной технологии // Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации: сборник трудов X Международной научно-практической конференции, Иркутск, 14–15 октября 2021 года. Том 2. Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2021. С. 92–105. <https://elibrary.ru/QPUUJP>
3. Арефьев Р. О., Туринцев С. В., Туринцева М. С. Применение помехоустойчивого кодирования при обработке сообщений локальной корректирующей станции // Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации: сборник трудов X Международной научно-практической конференции, Иркутск, 14–15 октября 2021 года. Том 2. Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2021. С. 22–32. <https://elibrary.ru/YMDPPC>
4. Алёшечкин А. М., Ерохин В. В. Оптимизация траекторий динамических управляемых объектов в интегрированной системе навигации на основе инерциальных и спутниковых технологий // Гиропскопия и навигация. 2016. Т. 24. № 2(93). С. 3–19. <https://doi.org/10.17285/0869-7035.2016.24.2.003-019>
5. Скрыпник О. Н., Ерохин В. В. Возможности использования воздушных судов как источников навигационной информации в локальном навигационно-временном поле // Научный вестник МГТУ ГА. 2008. № 136. С. 78–85. <https://elibrary.ru/KVVHPF>
6. Скрыпник О. Н., Лежанкин Б. В., Миронов Б. М., Малисов Н. П. Формирование радиолокационной карты подстилающей поверхности путём фильтрации случайных полей // Научный вестник МГТУ ГА. 2008. № 133. С. 60–66. <https://elibrary.ru/KVVEYT>

7. Межетов М. А., Шалаев А. А. Реализация алгоритма распознавания сигналов в системе мониторинга авиационных линий связи // Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации: Сборник трудов XI Международной научно-практической конференции, посвящённой празднованию 100-летия конструкторского бюро «Туполев», 55-летия Иркутского филиала МГТУ ГА, 75-летия Иркутского авиационного технического колледжа, Иркутск, 13–14 октября 2022 года. Том 2. Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2022. С. 71–79. <https://elibrary.ru/WVIACD>
8. Арефьев Р. О., Скрыпник О. Н., Арефьева Н. Г. Опыт использования программно-определяемых GNSS приёмников // *Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык*. 2022. № 1. С. 88–100. https://doi.org/10.51955/23121327_2022_1_88
9. Арефьев Р. О., Ерохин В. В., Караченцев В. А. Исследование фактических точностных характеристик приёмника спутниковой навигации БПЛА на основе натурного эксперимента // Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации: Сборник трудов XI Международной научно-практической конференции, посвящённой празднованию 100-летия конструкторского бюро «Туполев», 55-летия Иркутского филиала МГТУ ГА, 75-летия Иркутского авиационного технического колледжа, Иркутск, 13–14 октября 2022 года. Том 2. Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2022. С. 8–14. <https://elibrary.ru/NKMTOZ>
10. Skrypnik O. N., Arefeva N. G. Construction of an Optimal Flight Trajectory in the GLONASS Accuracy Field, *2017 24th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, (ICINS)*, Saint Petersburg, 2017, IEEE, 2017, pp. 129–131. <https://doi.org/10.23919/ICINS.2017.7995606>

References

1. Mezhetov M. A., Lezhankin B. V., Tikhova A. I., Vakhrusheva U. S. Use of LoRa modulation in radio communication, navigation and surveillance aids for performing air traffic control tasks, *Crede Experto: transport, society, education, language*, 2023, no. 1, pp. 77–97. (In Russ.) https://doi.org/10.51955/2312-1327_2023_1_77
2. Erokhin V. V., Lezhankin B. V., Portnova T. Yu., Povarenkin N. V. Opredelenie mestopolozheniya vozдушного судна v mnogopozitsionnoy sisteme nablyudeniya na osnove mul'tilateratsionnoy tekhnologii. *Current problems and prospects for the development of civil aviation. Collection of works of X International Scientific and Practical Conference*, Irkutsk, 14–15 October 2021, vol. 2, Irkutsk Branch of the MSTU CA Publ., pp. 92–105. (In Russ.)
3. Aref'ev R. O., Turintsev S. V., Turintseva M. S. Primenenie pomekhoustojchivogo kodirovaniya pri obrabotke soobshchenij lokal'noj korrektruyushchej stantsii. *Current problems and prospects for the development of civil aviation. Collection of works of X International Scientific and Practical Conference*, Irkutsk, 14–15 October 2021, vol. 2, Irkutsk Branch of the MSTU CA Publ., pp. 22–32. (In Russ.)
4. Aleshechkin A. M., Erokhin V. V. Trajectory optimization of dynamically controlled objects in INS/GNSS integrated navigation system, *Gyroscopy and Navigation*, 2017, vol. 8, no. 1, pp. 15–23. <https://doi.org/10.1134/S2075108716040027>
5. Skrypnik O. N., Erohin V. V. Possibilities of usage of aerial vehicles as navigation information sources in a local navigation-temporal field, *Civil Aviation High Technologies*, 2008, no. 136, pp. 78–85. (In Russ.)
6. Skrypnik O. N., Lezhankin B. V., Mironov B. M., Malisov N. P. Formirovanie radiolokatsionnoj karty podstilayushchej poverkhnosti putyom fil'tratsii sluchajnykh polej, *Civil Aviation High Technologies* 2008, no. 133, pp. 60–66. (In Russ.)
7. Mezhetov M. A., Shalaev A. A. Realizatsiya algoritma raspoznavaniya signalov v sisteme monitoringa aviatsionnykh linij svyazi. *Current problems and prospects for the development of civil aviation. Collection of works of XI International Scientific and Practical Conference*, Irkutsk, 13–14 October 2022, vol. 2, Irkutsk Branch of the MSTU CA Publ., pp. 71–79. (In Russ.)
8. Aref'ev R. O., Skrypnik O. N., Aref'eva N. G. The experience of using GNSS software-defined receivers, *Crede Experto: transport, society, education, language*, 2022, no. 1, pp. 88–100. (In Russ.) https://doi.org/10.51955/23121327_2022_1_88

9. Arefev R. O., Erokhin V. V., Karachentsev V. A. Issledovanie fakticheskikh tochnostnykh kharakteristik priyomnika sputnikovoy navigatsii BPLA na osnove naturnogo ehksperimenta. *Current problems and prospects for the development of civil aviation. Collection of works of XI International Scientific and Practical Conference*, Irkutsk, 13–14 October 2022, vol. 2, Irkutsk Branch of the MSTU CA Publ., pp. 8–14. (In Russ.)

10. Skrypnik O. N., Arefeva N. G. Construction of an Optimal Flight Trajectory in the GLONASS Accuracy Field. *2017 24th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, (ICINS)*, Saint Petersburg, 2017, IEEE, 2017, pp. 129–131. <https://doi.org/10.23919/ICINS.2017.7995606>

Информация об авторах

Межетов Муслим Амирович, кандидат физико-математических наук, декан факультета, Иркутский филиал Московского государственного технического университета гражданской авиации, Иркутск, Россия, m.mezhetov@if-mstuca.ru

Шалаев Алексей Александрович, старший лаборант лаборатории радиотехнических систем кафедры, Иркутский филиал Московского государственного технического университета гражданской авиации, Иркутск, Россия, alexsnow9999@gmail.com

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

Authors information

Mezhetov Muslim A., Candidate of Sciences (Physics and Mathematics), Dean of the Faculty, Irkutsk Branch of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk, Russia, m.mezhetov@if-mstuca.ru

Shalaev Alexey A., Senior Laboratory Assistant at the Laboratory of Radio Engineering Systems of the Department, Irkutsk Branch of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk, Russia, alexsnow9999@gmail.com

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

Статья поступила в редакцию 15.12.2023; одобрена после рецензирования 09.01.2024; принята к публикации 17.01.2024.

The article was submitted 15.12.2023; approved after reviewing 09.01.2024; accepted for publication 17.01.2024.

Научная статья

УДК 519.86:[656.7.071.13:612.766.1]

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ЛОКАЛЬНЫХ ПЕРЕГРУЗОК ДИСПЕТЧЕРА УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ В ПРОЦЕССЕ ОБСЛУЖИВАНИЯ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ

С. Л. ОЛЕКСИН

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

Аннотация. В статье изложены основная идея и особенность построения математической модели «локальных перегрузок» диспетчерского персонала секторов районного диспетчерского центра (РДЦ), с использованием метода определения «базового сечения». Проведена верификация математических моделей, подтверждающих адекватность полученных результатов по прогнозированию «локальных перегрузок». Определены реквизиты регрессии нагрузки диспетчера в процессе обслуживания воздушного движения (ОВД) и вероятности возникновения «локальной перегрузки» по базовому сечению. Установлено, что при достаточно высоком уровне значимости, эмпирический закон распределения коэффициента загруженности диспетчера управления воздушным движением (УВД) для небольших сечений нагрузки (до 5 воздушных судов (ВС), одновременно находящихся в секторе РДЦ), хорошо аппроксимируется логарифмическим распределением. Введены понятия «интегрального» и «дифференциального» показателей загруженности диспетчеров УВД, установлены основные условия их применения. Представлены результаты исследования и анализа технологических процессов, реализуемых в одном из секторов Северо-Западного направления РДЦ Московского центра автоматизированного УВД (МЦ АУВД). Проведён анализ выборок на малых сечениях и сечениях, близких к «базовым».

Ключевые слова: аэронавигация, обслуживание воздушного движения, управление воздушным движением, воздушное судно, загруженность диспетчера, интеллектуальные транспортные системы

Для цитирования: Олексин С. Л. Математическая модель локальных перегрузок диспетчера управления воздушным движением в процессе обслуживания воздушного движения // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 45. С. 133–141.

MATHEMATICAL MODEL OF LOCAL OVERLOADS OF THE AIR TRAFFIC CONTROLLER IN THE PROCESS OF AIR TRAFFIC SERVICE

S. L. OLEKSIN

*Saint Petersburg State University of Civil Aviation named in Honor of Air Chief Marshal A. A. Novikov,
Saint Petersburg, Russia*

Abstract. The article presents the main idea and feature of constructing a mathematical model of “local overloads” of the dispatching personnel of the sectors of the district dispatch center (DDC), using the Method for determining the “base cross-section”. Verification of mathematical models confirming the adequacy of the results obtained for forecasting “local overloads” was carried out. The requisites of the regression of the dispatcher's load in the process of air traffic service and the probability of occurrence of “local overload” in the reference section

are determined. It has been established that at a sufficiently high level of significance, the empirical law of the distribution of the load factor of the air traffic control controller (ATC) for small load cross-sections (up to 5 aircraft simultaneously in the DDC sector), is well approximated by the logarithmic distribution. The concepts of “integral” and “differential” indicators of ATC dispatchers' workload have been introduced, and the basic conditions for their application have been established. The article presents the results of research and analysis of technological processes implemented in one of the sectors of the North-Western direction of the DDC of the Moscow ATC Center. An analysis of samples on small cross-sections and cross-sections close to the “basic” ones was carried out.

Keywords: air navigation, air traffic management, air traffic control, aircraft, dispatcher workload, intelligent transport systems

For citation: Oleksin S. L. Mathematical model of local overloads of the air traffic controller in the process of air traffic service, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 45, pp. 133–141. (In Russ.)

Введение

Рассматриваемый в статье экспериментально-аналитический метод является результатом математического моделирования, позволяет определить локальные перегрузки диспетчерского персонала и предназначен для аналитического описания объективной нагрузки диспетчера УВД в процессе аэронавигационного обслуживания потока ВС. Он базируется на совокупности исходных данных, отнесённых к некоторому конечному множеству «сечений нагрузки» (соотношение интенсивности и плотности воздушного движения), позволяющих прогнозировать нагрузку на произвольном «сечении», не относящемся к этому множеству. Из сказанного следует, что рассматриваемая математическая модель относится к дескриптивному типу, поэтому её верификация представляет собой задачу сопоставления результатов моделирования с соответствующими данными, полученными в ходе наблюдения за реальным технологическим процессом.

Методы и методология исследований

Решение задачи верификации модели опирается на данные эксперимента, выполненного автором в течение 3 дней в секторах Северо-Западного направления РДЦ МЦ АУВД. Время проведения эксперимента составило: 1-й день – 5 ч 29 мин; 2-й день – 5 ч 53 мин; 3-й день – 5 ч 15 мин; всего – 16 ч 37 мин. Интервалы наблюдения (с возможными перерывами): 1-й день – с 9.00 до 16.00; 2-й день – с 9.00 до 15.30; 3-й день – с 10.00 до 15.35.

В период проведения эксперимента каких-либо отклонений от нормального функционирования МЦ АУВД не наблюдалось. Это позволяет предположить отсутствие источников систематических ошибок прогноза.

В процессе эксперимента определялись: дискретные промежутки времени Δt_{N_i} , соответствующие времени реализации N -го сечения нагрузки (нахождение на управлении N ВС, зафиксированные при каждом (i -м) наблюдении, а также дискретные промежутки времени $\Delta \tau_{N_i}$ занятости диспетчера выполнением сенсорно-моторных актов, связанных с ОВД за время Δt_{N_i} . Всего в процессе эксперимента наблюдалось $n = 447$ сечений нагрузки, принадлежащих множеству N от 0 до 10. Соответствующий ряд распределения представлен в табл. 1.

На этом этапе проверка адекватности моделей осуществляется методом прямой верификации [1]. Будут получены оценки одних и тех же параметров как с помощью верифицируемой модели, так и на базе другого, не вызывающего сомнений метода. Суждение об адекватности модели выносится на основании сравнения полученных результатов.

В качестве верифицируемого параметра исследований принято среднее значение коэффициента загруженности диспетчера в процессе ОВД [2]. Такой выбор обусловлен тем, что:

а) этот параметр может быть определён непосредственно исходя из полученных экспериментальных данных;

б) являясь интегральной характеристикой загруженности диспетчера, для своего аналитического вычисления он требует привлечения всех конструктивных параметров верифицируемой модели, что как раз и является главным условием корректности верификации.

Таблица 1

Распределение сечения нагрузки

N	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
n_N	4	8	51	67	59	69	41	32	31	28	26	19	12
P_N^*	0,01	0,07	0,11	0,12	0,18	0,18	0,13	0,06	0,09	0,12	0,13	0,10	0,04
$(K_3)_N$	0,07	0,10	0,18	0,20	0,24	0,30	0,34	0,38	0,45	0,47	0,50	0,60	0,62

В табл. 1 приняты следующие обозначения:

N – индекс сечения (количество ВС, одновременно находящихся на управлении);

n_N – количество реализаций N -го сечения в течение всего эксперимента;

P_N^* – статистическая вероятность N -го сечения;

$(K_3)_N$ – эмпирическое значение коэффициента загруженности N -го сечения.

Исходя из смысла определяемых в процессе эксперимента данных, эмпирическое значение средней загруженности диспетчера рассчитано по формуле:

$$E(K_3) = \sum_{i=1}^n \Delta \tau_{N_i} / \sum_{i=1}^n \Delta t_{N_i} \quad (N = \overline{0, 10}).$$

Данные по отдельным дням и всему эксперименту в целом:

1-й день: $\sum \Delta \tau_{N_i} = 5805$ с; $\sum \Delta t_{N_i} = 19745$ с; $E(K_3^1) = 0,294$;

2-й день: $\sum \Delta \tau_{N_i} = 6305$ с; $\sum \Delta t_{N_i} = 21160$ с; $E(K_3^2) = 0,298$;

3-й день: $\sum \Delta \tau_{N_i} = 5335$ с; $\sum \Delta t_{N_i} = 18890$ с; $E(K_3^3) = 0,0282$.

По всему времени наблюдения:

$\sum \Delta \tau_{N_i} = 17445$ с; $\sum \Delta t_{N_i} = 59795$ с; $E(K_3) = 0,291$.

Как видно из представленных данных, выбранный показатель $E(K_3)$ обладает хорошей устойчивостью по отношению к случайным возмущениям.

Найдём теперь математическое ожидание нагрузки $M[L(N)]$, даваемое верифицируемой моделью.

Нагрузка диспетчера в процессе ОВД моделируется регрессией

$$L(N) = 0,07 + 0,024N + 0,005N^2.$$

Реквизиты регрессии:

- дисперсия вариации действия всех факторов (общая дисперсия) равна 0,57;
- дисперсия вариации результирующего признака действия факторного признака N (дисперсия, объясняемая регрессией) равна 0,5608;
- дисперсия вариации результирующего признака $L(N)$ действия всех факторов, кроме N (остаточная дисперсия), равна 0,01;
- коэффициент детерминации равен 0,92;
- выборочный коэффициент корреляции между переменными $L(N)$ и N равен 0,97;
- среднее квадратическое отклонение оценки равно 0,04;
- критерий Фишера для проверки значимости регрессии равен 188;

- критическая точка распределения Фишера для соответствующего числа степеней свободы (2/8) при уровне значимости 0,01 составляет 9, т. е. регрессия значима.

В процессе функционирования системы ОВД число ВС, находящихся одновременно в секторе РДЦ под контролем, управлением и обслуживанием (N), является случайной величиной, подчиняющейся закону распределения Пуассона [3]:

$$P_N(t) = \frac{\alpha^N e^{-\alpha}}{N!},$$

где α – параметр потока ВС (λt); λ – интенсивность воздушного движения.

Тогда:

$$\begin{aligned} M[L(N)] &= 0,07 + 0,024M[N] + 0,005M[N^2]; \\ M[N] &= \frac{\sum_{N=0}^{\infty} N \alpha^N e^{-\alpha}}{N!} = \frac{\sum_{N=0}^{\infty} \alpha^N e^{-\alpha}}{(N-1)!} = \alpha e^{-\alpha} \frac{\sum_{N=0}^{\infty} \alpha^{N-1}}{(N-1)!} = \alpha e^{-\alpha} \frac{\sum_{k=0}^{\infty} \alpha^k}{k!} = \alpha e^{-\alpha} e^{\alpha} = \alpha; \\ M[N^2] &= \frac{\sum_{N=0}^{\infty} N^2 \alpha^N e^{-\alpha}}{N!} = \alpha e^{-\alpha} \frac{\sum_{N=0}^{\infty} N \alpha^{N-1}}{(N-1)!} = \alpha e^{-\alpha} \frac{\sum_{N=0}^{\infty} [(N-1)+1] \alpha^{N-1}}{(N-1)!} = \\ &= \alpha e^{-\alpha} \left[\frac{\sum_{N=0}^{\infty} (N-1) \alpha^{N-1}}{(N-1)!} + \frac{\sum_{N=0}^{\infty} \alpha^{N-1}}{(N-1)!} \right] = \alpha^2 e^{-\alpha} \frac{\sum_{k=0}^{\infty} \alpha^k}{k!} + \alpha e^{-\alpha} \frac{\sum_{k=0}^{\infty} \alpha^k}{k!} = \alpha^2 e^{-\alpha} e^{\alpha} + \alpha e^{-\alpha} e^{\alpha} = \alpha^2 + \alpha. \end{aligned}$$

Таким образом, окончательно получено выражение:

$$M[L(N)] = 0,07 + 0,024\alpha + 0,005\alpha^2.$$

Учитывая пуассоновский характер потока ВС, имеем

$$\alpha = n^{-1} \sum_{N \in \overline{0,10}} N n_N = 0,441,$$

откуда

$$M[L(N)] = 0,2974.$$

Принимая $E(K_3) = 0,291$ за истинное значение загруженности (хотя в действительности это лишь экспериментальная оценка истинного значения), получим относительную ошибку прогноза:

$$\delta = |(E(K_3) - M[L(N)]) / E(K_3)| = 0,019,$$

что свидетельствует о хорошем соответствии результатов, полученных с помощью верификационной модели, данным эксперимента.

Даже при работе диспетчера на малых сечениях нагрузки ($N \leq 3$ ВС) в процессе деятельности возможны ситуации, когда значение показателя загруженности превышает нормативное, равное 0,56. Указанные локальные перегрузки («пиковые нагрузки») носят случайный характер [4], поэтому ни моменты их возникновения, ни длительности, ни амплитуды не могут быть предсказаны. Тем не менее, учитывая, что локальные перегрузки в целом могут негативно влиять на деятельность диспетчера, создавая дополнительную напряжённость, их оценка, прямая или косвенная, необходима. В рамках развиваемой модели эта оценка может быть выполнена без введения дополнительной номенклатуры исходных данных, то есть на

основе только тех исходных данных, которые должны быть получены в обеспечение основной модели.

С этой целью было выполнено исследование показателя загруженности, отнесённого к определённому сечению нагрузки. Согласно исследованиям, такой показатель был назван дифференциальным коэффициентом загруженности (ДКЗ – ρ) [5].

Коэффициент загруженности, рассмотренный ранее и получаемый на основе накопления времён занятости по множеству реализации некоторого сечения, будем называть в дальнейшем интегральным коэффициентом загруженности (ИКЗ – K_3) [5].

Идея оценки локальных перегрузок состоит в следующем. Допустим, что известен закон распределения ДКЗ для некоторого сечения N . Тогда, если нормативное значение коэффициента загруженности равно K_{3H} , то в качестве характеристики локальной перегрузки на этом сечении может быть принята вероятность её появления:

$$P[L(P_N)] = P(K_{3H} < ДКЗ_N \leq 1).$$

Если известны законы распределения ДКЗ для некоторого множества сечений S , то правильно построение регрессии

$$P[L(P_N)] = P(K_{3H} < ДКЗ(N) \leq 1),$$

позволяющей не только оценивать локальные перегрузки на реализованных в процессе эксперимента сечениях, но и прогнозировать их, правда, с известной долей осторожности.

Последнее замечание в данном случае немаловажно, ибо экстраполирование не только заманчиво, но и опасно. Продолжение линии регрессии за пределы наблюдаемых значений может привести к существенным ошибкам даже при высоком коэффициенте корреляции между параметрами. Это связано с известным свойством криволинейных зависимостей давать высокую корреляцию на коротких отрезках кривой при малых выборках, обусловленную тем, что обычный коэффициент корреляции предполагает линейную связь между переменными, т. е. оценивает линейную корреляцию. Высокий коэффициент корреляции, кроме того, не является гарантом наличия прямой причинно-следственной связи между переменными, в силу чего по возможности следует избегать экстраполяции.

Поскольку вероятности сечений P_N известны (они определяются в ходе применения основной модели), то можно ввести средний показатель – математическое ожидание локальной перегрузки $M[L(P)]$:

$$M[L(P)] = \sum_{N=1}^{\infty} P[L(P_N)] P_N.$$

При анализе экспериментальных данных установлено [6], что при высоком уровне значимости эмпирический закон распределения ДКЗ для небольших сечений нагрузки ($N \leq 5$ ВС) хорошо аппроксимируется одним и тем же логарифмическим распределением с плотностью $f(x)$:

$$f(x) = \left[x \sqrt{2\pi \ln \left(\frac{\sigma_x^2}{M(x)^2} + 1 \right)} \right]^{-1} \exp \left\{ \left[\ln x - \ln M(x) + 0,5 \ln \left(\frac{\sigma_x^2}{M(x)^2} + 1 \right) \right]^2 \left[2 \ln \left(\frac{\sigma_x^2}{M(x)^2} + 1 \right) \right]^{-1} \right\}.$$

Если, исходя из предположения, что под случайной величиной x понимается сечение N , ввести в рассмотрение распределённую по нормальному закону случайную величину $u = \ln(x)$ с математическим ожиданием

$$M(u) = \ln M[N] - 0,5 \ln \left\{ \frac{\sigma_N^2}{M[N^2]} + 1 \right\}$$

и дисперсией

$$\sigma_u^2 = \ln \left\{ \frac{\sigma_N^2}{M[N^2]} + 1 \right\},$$

то плотность распределения можно записать в более удобном для анализа виде:

$$f(N) = (N\sigma_u \sqrt{2\pi})^{-1} \exp \left\{ -\frac{[\ln N - M(N)]^2}{2\sigma_u^2} \right\}.$$

Различия в законе распределения по сечениям нагрузки относятся только к различиям в его параметрах. На сечениях, близких к значению реализуемой пропускной способности, хорошей аппроксимацией эмпирического закона распределения является нормальный закон с плотностью распределения $F(N)$.

Полученный результат симптоматичен, ибо логарифмическим нормальным распределением могут аппроксимироваться эмпирические распределения случайной величины с правосторонней асимметрией. Это означает, что на небольших сечениях нагрузки имеет место разброс в значениях ДКЗ с тенденцией превалирования в сторону малых значений, не превышающих 0,2. Величина σ_N^2 остаётся практически неизменной, ибо свидетельствует о том, что дисперсия σ_u^2 величины u , распределённой нормально, уменьшается с увеличением сечения нагрузки.

Проведённый анализ выборок на малых сечениях ($N \leq 5$ ВС) показал, что большие значения ДКЗ (от 0,56 до 1,00) соответствуют малым временам (до 10 мин) реализации сечений. Установленный факт имеет принципиальное значение, ибо свидетельствует о том, что дифференциальный коэффициент загрузки не может служить величиной, нормируемой при определении допустимой нагрузки диспетчера в процессе ОВД.

Поясним высказанное утверждение подробнее. В соответствии с основной гипотезой, не противоречащей опытным данным, деятельность диспетчера УВД складывается из трёх основных компонентов: выполнение операций, не связанных непосредственно с ОВД, стандартных операций ОВД (нагрузка 1-го рода), действий по устранению ПКС между парами ВС (нагрузка 2-го рода). При смене сечений нагрузки (событие в контролируемом воздушном пространстве, включающее вход и выход ВС) диспетчер неизбежно выполняет блок стандартных операций в течение времени, не меньшего, чем некоторое объективно-детерминированное время T_0 . Если при этом случайное время реализации сечения меньше или немного превосходит T_0 , то ДКЗ на рассматриваемом сечении будет равен или близок к 1, поскольку всё время реализации будет израсходовано на выполнение нагрузки 1-го рода. Тем не менее, за весь период наблюдений никакой перегрузки диспетчер в действительности не испытывает (ИКЗ намного меньше 1), однако локально в описываемой ситуации он может быть существенно перегружен (ДКЗ приблизительно равен 1).

Анализ показывает, что использование ДКЗ в качестве показателя загруженности даёт завышенные оценки последней уже при временах реализации сечения меньших его математического ожидания. Именно этим объясняется экспериментально установленный факт превышения ДКЗ соответствующих значений ИКЗ, полученных с помощью регрессии по одному и тому же числу реализаций.

Результаты исследования

Таким образом, способ объективной оценки загруженности диспетчера состоит в определении интегрального коэффициента загруженности по доступному множеству сечений и его прогнозировании на любое другое сечение, что и позволяет делать развиваемый экспериментально-аналитический метод. Именно ИКЗ подлежит нормированию при определении пропускной

способности сектора ОВД. Что касается ДКЗ, то он должен использоваться для прогнозирования вероятностей локальных перегрузок так, как это уже показано ранее.

Проведённая верификация модели локальной перегрузки подтвердила её хорошее соответствие данным эксперимента. В качестве верифицируемого параметра автором принято математическое ожидание локальной перегрузки $M[L(P)]$.

Непосредственно из данных эксперимента было установлено, что суммарное время занятости диспетчера работает на сечениях, на которых значение ДКЗ превышало 0,54, и составляет $T=4999$ с. Как отмечалось ранее, общее время занятости $\sum \Delta\tau_{N_i}$ составило 17445 с. Тогда доля времени работы с локальной перегрузкой (или средняя локальная перегрузка) составляет:

$$E\{P[L(P)]\} = T / \sum \Delta\tau_{N_i} = 0,29.$$

В качестве дополнительного, не имеющего прямого отношения к верифицируемому параметру, показателя локальной перегрузки определено также среднее время перегрузки $E\{T[L(P)]\}$, которое составило 52,5 с.

В целях верификации модели, исходя из законов распределения ДКЗ, построенных для сечений 1–3, 5 и 7, определены вероятности ($0,5 < \text{ДКЗ}_N < 0,7$). Эти данные приведены в табл. 2.

Таблица 2

Вероятность ($0,5 < \text{ДКЗ}_N < 0,7$)

N	1	2	3	5	7
($0,5 < \text{ДКЗ}_N < 0,7$)	0,0079	0,0854	0,1255	0,2084	0,4590

Квадратическая регрессия, соответствующая данным таблицы, имеет вид:

$$P[L(P_N)] = 0,03 + 0,009N + 0,001N^2.$$

Реквизиты регрессии [7]:

- дисперсия вариации действия всех факторов, равна 0,1;
- дисперсия вариации результативного признака действия фактора $P[L(P_N)]$ равна 0,1;
- дисперсия вариации признака $P[L(P_N)]$ действия всех факторов, кроме N (остаточная дисперсия) равна 0,0002;
- коэффициент детерминации равен 0,99;
- выборочный коэффициент корреляции между переменными равен 0,99;
- среднее квадратическое отклонение оценки равно 0,009;
- критерий Фишера [8] для проверки значимости регрессии равен 1120,1;
- критическая точка распределения Фишера для соответствующего числа степени свободы (2/2) при уровне значимости 0,01 составляет 99, т. е. регрессия значима.

В табл. 3 приведены значения регрессии для множества сечений, образующих исходную выборку.

Таблица 3

Значения регрессии для множества сечений

N	0	1	2	3	4	6	7	8	9	10
$P[L(P_N)]$	0,025	0,041	0,077	0,113	0,209	0,423	0,559	0,615	0,693	0,710

Следует обратить внимание, что в соответствии с данными табл. 3, локальные перегрузки могут иметь место даже на нулевом сечении, то есть при отсутствии ВС на управлении, что ещё раз подчеркивает условность используемого термина «перегрузка».

Используя формулы расчёта математического ожидания, полученные ранее, имеем:

$$M[L(P)] = 0,025 + 0,006\alpha + 0,01\alpha^2 = 0,267.$$

Таким образом, в пределах принятой точности вычисления ошибка верификации отсутствует. Разумеется, полученный результат вовсе не означает, что верифицируемая модель «абсолютно точна», однако вполне подтверждает её адекватность.

Обсуждение полученных результатов

Следует иметь в виду, что все представленные результаты получены на основе экспериментального исследования лишь одного из диспетчерских пунктов (ДП) Северо-Западного направления МЦ АУВД, и поэтому не могут претендовать на общность. Расширение сферы применимости результатов должно опираться на всестороннюю проверку адекватности рассмотренных моделей в других ДП, что требует дополнительных объёмов экспериментальных и вычислительных работ. Несмотря на весьма вероятные различия в деталях (например, можно предположить, что эмпирический закон распределения ДКЗ аппроксимируется гамма-распределением), математические модели могут быть использованы для решения практических задач.

Заключение

Математическая модель «локальных перегрузок», как инструмент анализа деятельности диспетчера УВД, актуальна в вопросах проектирования воздушного пространства и обеспечения безопасности полётов в интеллектуальных транспортных системах при аэронавигационном обслуживании.

Модель является составной частью экспериментально-аналитического метода определения «базовых сечений» нагрузки диспетчерского персонала (соотношение интенсивности и плотности воздушного движения, обеспечивающее соблюдение нормативных значений пропускной способности секторов РДЦ, рассчитанной по критерию соблюдения требований к загруженности диспетчеров УВД). Ключевым моментом реализации модели является также возможность прогнозирования локальной перегрузки конкретного сектора РДЦ, исходя из предполагаемого сечения S (интенсивности и плотности воздушного движения).

Конфликт интересов. Автор заявляет об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Михайлов Г. А. Численное статистическое моделирование. Москва: Академия, 2006. 368 с.
2. Олексин С. Л., Заико О. И. Использование структурного метода системного анализа технологических процессов ОВД // Научно-практическая конференция студентов, магистрантов, аспирантов и молодых учёных: Сборник научных трудов. Санкт-Петербург: СПбГУ ГА, 2020. С. 101–103.
3. Олексин С. Л., Михальчевский Ю. Ю. Математическое моделирование процессов реализации задач информационного обеспечения технологических процессов обслуживания воздушного движения // Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации. 2022. № 2(35). С. 79–88.

4. Олексин С. Л., Шейко Э. В. Исследование влияния организационной структуры диспетчерского пункта на характеристики пропускной способности секторов РЦ // Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации. 2022. № 3(36). С. 98–106.
5. Олексин С. Л., Гимишян М. К. Методика определения численности диспетчерского персонала ПИВП регионального центра // Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации. 2023. № 1(38). С. 90–97.
6. Крыжановский Г. А. Моделирование транспортных процессов. Санкт-Петербург: СПбГУ ГА, 2014. 262 с.
7. Михок Г. Выборочный метод и статистическое оценивание. Москва: Финансы и статистика, 1982. 247 с.

References

1. Mikhailov G. A. *Chislennoe statisticheskoe modelirovanie [Numerical statistical modeling]*. Moscow, Akademiya Publ., 2006, 368 p. (In Russ.)
2. Oleksin S. L., Zaiko O. I. Ispol'zovanie strukturnogo metoda sistemnogo analiza tekhnologicheskikh protsessov OVD, *Scientific and practical conference of students, undergraduates, graduate students and young scientists. Collection of Scientific Works*, St. Petersburg, SPbGU GA Publ., 2020, pp. 101–103. (In Russ.)
3. Oleksin S. L., Mikhachevskiy Yu. Yu. Mathematical modeling of the processes of implementation of information support tasks of technological processes of air traffic service, *Vestnik Sankt-Peterburgskogo gosudarstvennogo universiteta grazhdanskoy aviatsii*, 2022, no. 2(35), pp. 79–88. (In Russ.)
4. Oleksin S. L., Sheiko E. V. Investigation of the influence of the organizational structure of the control room on the characteristics of the throughput of RC sectors, *Vestnik Sankt-Peterburgskogo gosudarstvennogo universiteta grazhdanskoy aviatsii*, 2022, no. 3(36), pp. 98–106. (In Russ.)
5. Oleksin S. L., Gimishyan M. K. Development of a method for determining the number of dispatching personnel of the PIVP regional center. *Vestnik Sankt-Peterburgskogo gosudarstvennogo universiteta grazhdanskoy aviatsii*, 2023, no. 1(38), pp. 90–97. (In Russ.)
6. Kryzhanovsky G. A. *Modelirovanie transportnykh protsessov [Modeling of transport processes]*. St. Petersburg, SPbGU GA Publ., 2014, 262 p. (In Russ.)
7. Mikhok G. *Vyborochnyy metod i statisticheskoe otsenivanie [Sampling Method and Statistical Estimation]*. Moscow, Finansy i statistika Publ., 1982, 247 p. (In Russ.)

Информация об авторе

Олексин Сергей Львович, кандидат технических наук, доцент, заведующий кафедрой управления воздушным движением, Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации имени Главного маршала авиации А. А. Новикова, Санкт-Петербург, Россия, aviaita@mail.ru

Author information

Oleksin Sergey L., Candidate of Sciences (Engineering), Associate Professor, Head of the Department of Air Traffic Control, Saint Petersburg State University of Civil Aviation named in Honor of Air Chief Marshal A. A. Novikov, Saint Petersburg, Russia, aviaita@mail.ru

Статья поступила в редакцию 13.10.2023; одобрена после рецензирования 21.12.2023; принята к публикации 29.12.2023.
The article was submitted 13.10.2023; approved after reviewing 21.12.2023; accepted for publication 29.12.2023.

Научная статья

УДК 351.814.2:351.814.3

ОБЕСПЕЧЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ ПРИ ПОСАДКЕ ВОЗДУШНОГО СУДНА ПО ЛОКАЛЬНОЙ КОНТРОЛЬНО-КОРРЕКТИРУЮЩЕЙ СТАНЦИИ

В. А. ЛУКОЯНОВ

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. Целевой уровень безопасности полётов (TLS) определяется требуемыми навигационными характеристиками (RNP), а именно непрерывностью обслуживания, целостностью и точностью. Для гарантии выполнения требований по безопасности полётов проводится сертификация типа навигационного оборудования, в частности для подтверждения его соответствия сертификационным требованиям RNP. Одновременно определяются угрозы, которые влияют на значения каждого из параметров RNP и строится схема распределения, определяющая взаимосвязи рисков, а также рассматриваются методы расчёта рисков по каждой из угроз. Показано, что безопасность при посадке воздушных судов (ВС) по локальной контрольно-корректирующей станции (ЛККС) достигается надёжностью элементов наземного оборудования и соблюдением полноты перечня минимального оборудования (ПМО), заданием вероятностей ложных и необнаруженных отказов системы контроля целостности, определением псевдодальностей и вычисляемых поправок к ним, достоверностью данных, используемых для вычисления указанных поправок, уровнями защиты и используемой служебной информацией. Изложена методика, основанная на опыте разработки, испытаний и сертификации отечественных ЛККС типов ЛККС-А-2000 и «Орбита».

Ключевые слова: целевой уровень безопасности, спутниковая навигация, требуемые навигационные характеристики, локальная контрольно-корректирующая станция, контроль целостности, уровень защиты, интеллектуальные транспортные системы

Для цитирования: Лукоянов В. А. Обеспечение безопасности при посадке воздушного судна по локальной контрольно-корректирующей станции // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 45. С. 142–147.

ENSURING SAFETY DURING LANDING OF THE AIRCRAFT AT THE GROUND BASED AUGMENTATION SYSTEM

V. A. LUKOYANOV

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

Abstract. The target level of flight safety (TLS) is determined by the required navigation characteristics, (RNP), namely service continuity, integrity and accuracy. To ensure compliance with flight safety requirements, the type of navigation equipment is certified, in particular to confirm its compliance with certification requirements RNP. At the same time, threats are determined that affect the values of each of the parameters RNP and a distribution scheme is built that determines the relationships of risks, as well as methods for calculating risks for each of the threats are considered. It is shown that safety during landing of the aircraft at the Ground Based Augmentation System (GBAS) is achieved by reliability of ground equipment elements

and compliance with the completeness of the list of minimum equipment, setting probabilities of false and undetected failures of the integrity monitoring system, determining pseudo-ranges and calculated corrections thereto, reliability of data used to calculate said corrections, protection levels and service information. The methodology based on experience of the development, testing and certification of domestic LKKS-A-2000 and ORBITA types.

Keywords: target level safety, satellite navigation, required navigation characteristics, ground based augmentation system, integrity control, protection level, intelligent transport systems

For citation: Lukoyanov V. A. Ensuring safety during landing of the aircraft at the ground based augmentation system, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 45, pp. 142–147. (In Russ.)

Введение

Международная организация гражданской авиации (ИКАО) устанавливает требование к целевому уровню безопасности при заходе на посадку в автоматическом режиме с суммарной вероятностью отказа, обеспечивающей посадку системы на уровне 10^{-7} на один заход. Это требование обеспечивается при условии, что система инструментального захода на посадку имеет характеристики по точности, целостности и непрерывности обслуживания не хуже заданных в Приложении 10 к Конвенции [1]. Эти характеристики должны быть подтверждены в ходе сертификационных испытаний типа оборудования.

В данной статье представлена методика, позволяющая оценить безопасность захода ВС на посадку и посадки в интеллектуальных транспортных системах по спутниковым навигационным системам (ГЛОНАСС/GPS) с наземной системой функционального дополнения – ЛККС [2].

Целевой уровень безопасности при посадке по ЛККС

В соответствии с концепцией RNP¹ при полётах в условиях RNP TLS определяется следующими навигационными характеристиками: непрерывностью для заданного уровня обслуживания; точностью полёта для заданного RNP в условиях безотказной работы оборудования ЛККС; целостностью для заданной RNP, числовое значение которой определяется через вероятность необнаруженного отказа и время обнаружения отказа.

В ЛККС обеспечивается целостность как сигнала в пространстве, так и ошибки следования ВС по траектории. Практика инструментальных заходов на посадку при полётах в контролируемом воздушном пространстве показывает, что риск катастрофы может быть обнаружен и компенсирован с вероятностью $1 \cdot 10^{-1}$ диспетчером управления воздушным движением (УВД).

Распределение рисков, позволяющее рассчитать TLS на этапе захода на посадку, показано на рис. 1.

Из показанной на рис.1 схемы следует, что вклад ЛККС в общий TLS определяется:

1. Полной непрерывностью систем ГНСС (ГЛОНАСС/GPS+ЛККС).
2. Ошибкой следования ВС по траектории $TSE = NSE + FTE$, где NSE – навигационная ошибка, содержащая составляющие, обусловленные: а) наземным оборудованием ЛККС (σ_{pr_grnd}); б) распространением сигнала и местными условиями; FTE – ошибка техники пилотирования (отклонение от нуля стрелок командно-пилотируемого прибора (КПП)).
3. Целостностью информации, которая определяется как целостностью ЛККС, так и необнаруженными выходами ВС за пороги сигнализации, задаваемые для определённых этапов полёта.

¹ Концепция требуемых навигационных характеристик SP COM/OPS/95 ICAO, WP 11, 43 с.

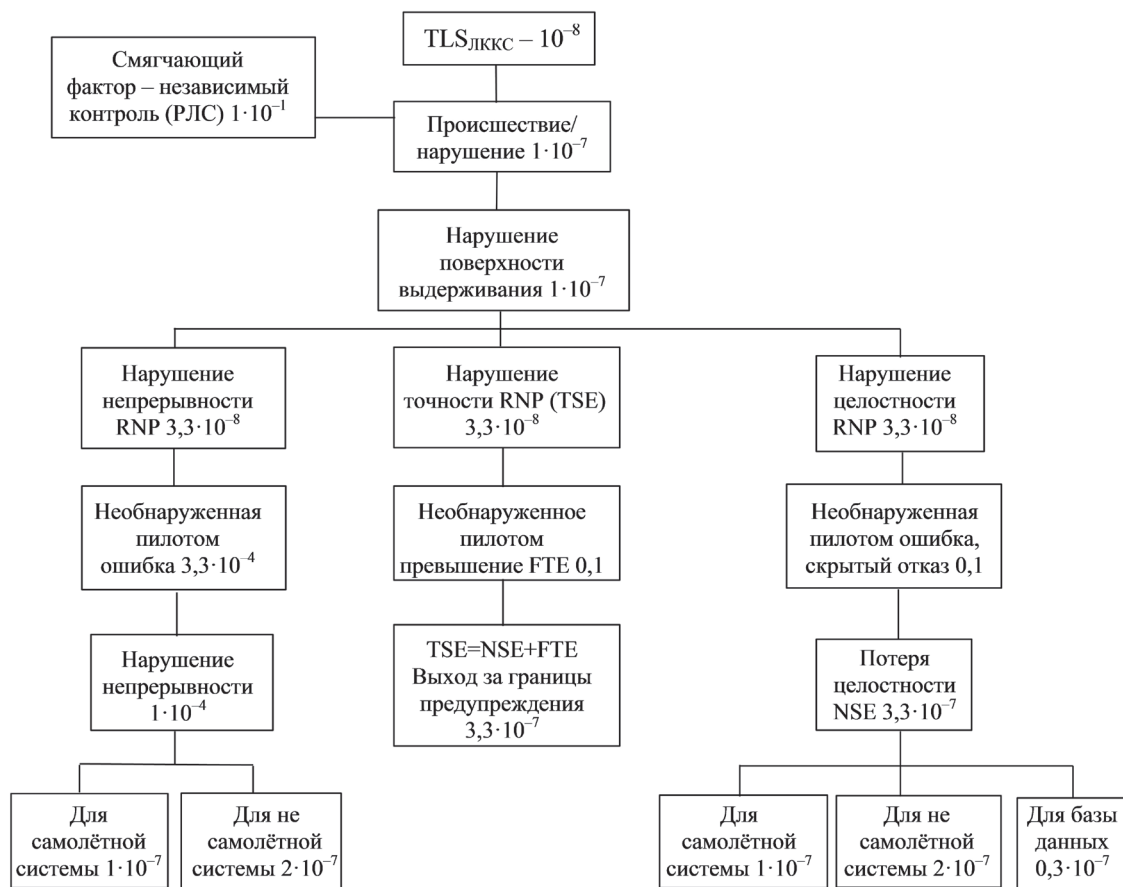


Рис. 1. Схема распределения рисков TLS

Непрерывность обслуживания

Непрерывность обслуживания – это способность полной системы осуществлять свою функцию без прерывания режима работы при выполнении планируемой операции.

Общий риск потери непрерывности полной системы GAST C (I категория ИКАО) должен быть не более $8 \cdot 10^{-6} / 15 \text{ с}$ [1], то есть вероятность события (риска потери непрерывности) $\leq 8 \cdot 10^{-6}$ за любой 15-секундный период.

Для оборудования GAST D (II/III категория ИКАО) дополнительные риски не более:
отказы наземного оборудования и ложные тревоги $2 \cdot 10^{-6} / 15 \text{ с}$;
отказы системы контроля дальномерных источников $2 \cdot 10^{-7} / 15 \text{ с}$.

Потерей непрерывности сигнала в пространстве считается отсутствие дифференциальных данных в безотказном приёмнике (то есть не учитываются ошибки бортового приёмника) более 3,5 с.

Причинами потери непрерывности обслуживания являются отказы наземного оборудования ЛККС, ложные срабатывания системы контроля её целостности, а также ложные превышения порогов сигнализации на борту ВС.

Распределение рисков для полной системы GAST C² показано на рис. 2.

Риск потери непрерывности обслуживания определяется как $t_{exp} / \text{МВТО}$, где t_{exp} – время выполнения операции; МВТО – среднее время наработки между отказами.

² KRTCA /DO-245A. Airway Notice of Proposed Construction or Alteration Minimum Aviation System Performance Standards for Local Area Augmentation System (LAAS).

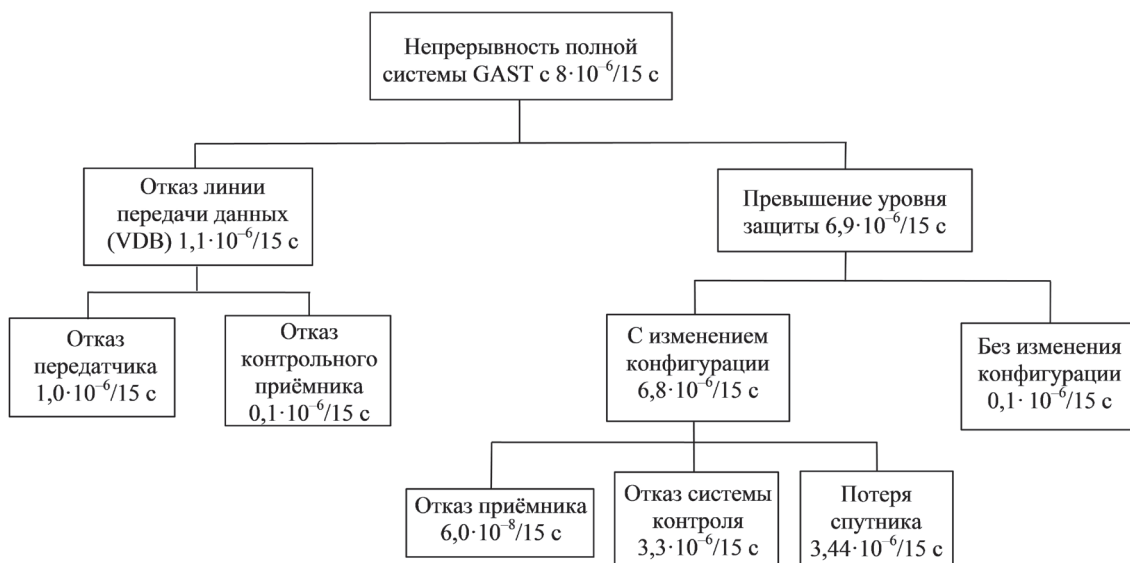


Рис. 2. Распределение рисков потери непрерывности

Риск потери непрерывности обслуживания по каждой составляющей (рис. 2) рассчитывается теоретически [3] на этапе сертификации типа оборудования ЛККС и подтверждается в процессе эксплуатации [4].

Точность следования ВС по заданной траектории

Точность, непосредственно связанная с TLS (рис. 1), характеризуется ошибкой TSE. Её навигационная составляющая NSE на входе бортового приёмника по вертикали и горизонтали рассчитывается как:

$$\sigma_{v/l} = NSE_{v/l} = \sqrt{\sum_{i=1}^n \sigma_{iv/l}^2},$$

где n – число спутников, используемых для расчёта положения ВС в пространстве; $\sigma_{iv/l}$ – проекции для i -го спутника σ_i по вертикали и горизонтали; σ_i – ошибка псевдодальности на входе бортового приёмника, которая включает составляющие от ЛККС в опорной точке и связанные с распространением радиоволн и местоположением ВС:

$$\sigma_i^2 = \sigma_{i\,pr_grnd}^2 + \sigma_{itrop}^2 + \sigma_{iiono}^2 + \sigma_{i\,pr_air}^2,$$

где σ_{pr_grnd} – ошибка в опорной точке, σ_{itrop} , σ_{iiono} – остаточные тропосферная и ионосферная неопределённости, σ_{pr_air} – стандартное отклонение вклада ВС в ошибку скорректированной псевдодальности.

При заходе на посадку в режиме RNP TSE должна находиться 95 % времени в пределах передаваемых с ЛККС значений порогов сигнализации по горизонтали (LPA) и вертикали (VPA), которые передаются в сообщении 4.

При испытаниях и вводе в эксплуатацию традиционных средств захода на посадку NSE задаётся согласно [1] и определяется как TSE–FTE. При этом TSE определяется по показаниям внешнетраекторного измерителя, а FTE – по данным на выходе системы управления ВС (КПП).

В ЛККС все составляющие NSE являются нестационарными. Они зависят от угла места спутника, положения ВС относительно ЛККС, времени суток, времени года, состояния ионосферы и тропосферы. Поэтому для контроля выдерживания ВС TSE с заданной точностью

наземная аппаратура ЛККС передаёт на борт ВС информацию для вычисления уровней защиты по вертикали VPL и горизонтали LPL, которые обеспечивают сигнализацию о превышении порогов TSE по горизонтали LAL и вертикали VAL с заданными вероятностями необнаруженного отказа.

Уровни защиты вычисляются следующим образом:

$$\begin{aligned} VPL &= K_{ffmd} \sigma_V + D_V; \\ LPL &= K_{ffmd} \sigma_l + D_l, \end{aligned}$$

где K_{ffmd} – коэффициент, определяемый из вероятности необнаруженного отказа; σ_V – проекция NSE по вертикали; σ_l – проекция NSE по горизонтали; D_V рассчитывается как величина вертикальной проекции разницы между решениями навигационных задач со сглаживанием с интервалом 30 и 100 с; D_l рассчитывается как величина боковой проекции разницы между решениями навигационных задач со сглаживанием с интервалом 30 и 100 с. D_V и D_l используются при заходе на посадку по II/III категориям ИКАО.

Целостность TSE обеспечивается, если уровни защиты не превышают пороги сигнализации (LPL < LAL и VPL < VAL) (рис. 3).

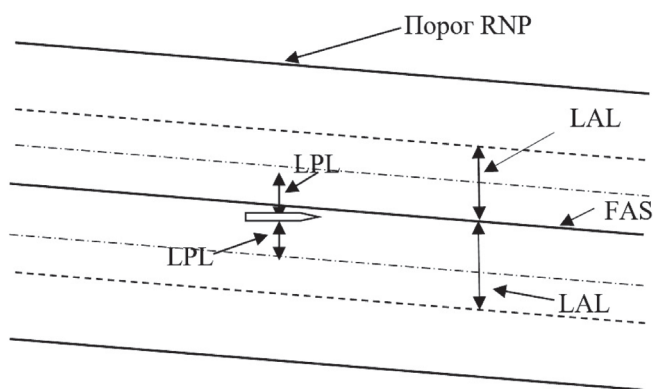


Рис. 3. Уровни защиты (LPL) и пороги сигнализации (LAL) в горизонтальной плоскости (FAS – конечный участок захода на посадку)

Поскольку время корреляции остаточных неопределённостей в ионосфере и тропосфере велико, NSE, полученное в ходе лётных испытаний как TSE–FTE, должно совпадать с $NSE_{v/l} = \sigma_{v/l}$, полученным при вычислении уровней защиты. Это может использоваться при испытаниях как подтверждение достоверности используемых параметров, которые передаются с ЛККС для расчёта уровней защиты.

Целостность ЛККС

Целостность характеризует степень доверия к информации, используемой для управления ВС, и определяется вероятностью необнаружения отказа и временем до обнаружения отказа.

В ЛККС задаётся как целостность уровней защиты, что обеспечивает контроль точности самолётовождения, так и целостность наземного оборудования, что обеспечивает точность сигнала ЛККС в пространстве. Вопросы методологии оценки целостности будут отражены автором в отдельной публикации.

Заключение

Представленная автором в настоящей статье методика оценки безопасности захода на посадку и посадки с использованием ЛККС основана на:

- анализе всех угроз, связанных с рисками потери точности сигнала в пространстве, точности самолётовождения, целостности и непрерывности обслуживания ЛККС;
- оценке требований к системам контроля представленных в настоящей статье параметров в ЛККС и на борту ВС.

Она позволяет обеспечить практическую реализацию требований по оценке безопасности захода на посадку и посадки с использованием ЛККС в процессе разработки и последующей сертификации типа этого оборудования.

При подготовке методики автором использован успешный опыт разработки, испытаний и сертификации отечественных локальных контрольно-корректирующих станций типов ЛККС-А-2000 и «Орбита».

Конфликт интересов. Автор заявляет об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Приложение 10 к Конвенции о международной гражданской авиации. Авиационная электросвязь. Том 1. Радионавигационные средства. Издание 8. ИКАО, Монреаль. 2023. 880 с.
2. Завалишин О. И., Лукоянов В. А. Результаты испытаний спутникового оборудования ЛККС-А-2000 и GLS в Европе // Новости навигации. 2007. № 4. С. 13–16.
3. Северцев Н. А., Бецков А. В. Системный анализ теории безопасности. Москва: Теис, 2009. 452 с.
4. EUROCAE ED-114. Minimum Operational Performance Specification for Global Navigation Satellite Ground Based Augmentation System Ground to Support Precision Approach and Landing, EUROCAE, 2019, 358 p.

References

1. Annex 10 to the Convention on International Civil Aviation. Aeronautical Telecommunications. Vol. 1. Radio Navigation Aids. Eight Edition, ICAO, Montreal, 2023, 854 p.
2. Zavalishin O., Lukoyanov V. Test results of LKKS-A-2000 and GLS satellite equipment in Europe, *Novosti navigatsii*, 2007, no. 4, pp. 13–16. (In Russ.)
3. Severtsev N. A., Betskov A. V. *Sistemnyj analiz teorii bezopasnosti [System analysis of safety theory]*. Moscow, Teis Publ., 2009, 452 p. (In Russ.)
4. EUROCAE ED-114. Minimum Operational Performance Specification for Global Navigation Satellite Ground Based Augmentation System Ground to Support Precision Approach and Landing, EUROCAE, 2019, 358 p.

Информация об авторе

Лукоянов Владимир Александрович, кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, lukoyanov_va@gosniiga.ru

Author information

Lukoyanov Vladimir A., Candidate of Sciences (Engineering), Leading Researcher, The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia, lukoyanov_va@gosniiga.ru

*Статья поступила в редакцию 11.07.2023; одобрена после рецензирования 23.01.2024; принята к публикации 30.01.2024.
The article was submitted 11.07.2023; approved after reviewing 23.01.2024; accepted for publication 30.01.2024.*

Научная статья

УДК 656.7.052:351.814.343.6

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЦЕЛОСТНОСТИ ЛОКАЛЬНОЙ КОНТРОЛЬНО-КОРРЕКТИРУЮЩЕЙ СТАНЦИИ В ХОДЕ ЕЁ ПРИМЕНЕНИЯ ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ И ПОСАДКЕ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

В. А. ЛУКОЯНОВ

Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. Целостность является одним из элементов требуемых навигационных характеристик (RNP), которые определяют целевой уровень безопасности (TLS) при заходе на посадку по локальной контрольно-корректирующей станции (ЛККС). Целостность характеризует степень доверия к информации, которая передаётся с ЛККС для корректировки координат ВС. Требования к целостности задаются Приложением 10 к Конвенции о международной гражданской авиации. Заданные требования должны быть подтверждены теоретически и в ходе испытаний и сертификации ЛККС. Требования к целостности задаются как для сигнала ЛККС в пространстве, так и для ошибки следования ВС по траектории. Целостность ЛККС при заходе по ней на посадку может подтверждаться в ходе испытаний и сертификации в соответствии с предложенной автором настоящей статьи методикой. Изложенная методика подтверждения целостности основана на выявлении угроз потери целостности ЛККС, распределении рисков между угрозами, разработке по каждой из угроз алгоритмов обнаружения отказов с заданными вероятностями ложных тревог и необнаруженных отказов. Представленная методика подтверждения целостности сигнала ЛККС в пространстве и точности самолётовождения при заходе на посадку и посадке с использованием ЛККС подготовлена с учётом опыта разработки, испытаний и сертификации отечественных типов ЛККС-А-2000 (установлены более чем в 120 аэропортах гражданской авиации (ГА)) и «Орбита».

Ключевые слова: целевой уровень безопасности, навигационные характеристики, целостность, риски потери целостности, уровень защиты, интеллектуальные транспортные системы

Для цитирования: Лукоянов В. А. Обеспечение целостности локальной контрольно-корректирующей станции в ходе её применения при заходе на посадку и посадке воздушных судов // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 45. С. 148–154.

GROUND BASED AUGMENTATION SYSTEM APPROACH AND LANDING INTEGRITY

V. A. LUKOYANOV

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

Abstract. Integrity is one of the elements of the required navigation characteristics, which determine the target level of security during landing at Ground Based Augmentation System (GBAS). Integrity characterizes the degree of trust in the information that is transmitted from the GBAS to adjust the coordinates of the aircraft. The integrity requirements are set out in Annex 10 to the Convention on International Civil Aviation. The specified requirements must be confirmed theoretically and during testing and certification of GBAS. Integrity requirements are set both for the GBAS signal in space and for the error of following the aircraft

along the trajectory. The integrity of the during landing should be confirmed during testing and certification in accordance with the methodology proposed by the author of this article. The described methodology for confirming integrity is based on identifying threats to the loss of integrity of the GBAS, distributing risks between threats, and developing a failure algorithm for each of the threats, providing specified probabilities of false alarms and undetected failures. The presented methodology for assessing the integrity of the GBAS signal in space and the accuracy of aircraft navigation during approach and landing using it is based on the experience of developing, testing and certifying domestic LKKS-A-2000 types, which are installed in more than 120 civil aviation airports, and ORBITA.

Keywords: target safety level, navigation characteristics, integrity, integrity risks, protection level, intelligent transport systems

For citation: Lukoyanov V. A. Ground based augmentation system approach and landing integrity, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 45, pp. 148–154. (In Russ.)

Введение

Целостность ЛККС является ключевым элементом, связанным с обеспечением безопасности полётов при заходе на посадку и посадке с применением ЛККС. Требования к целостности задаются Приложением 10 к Конвенции [1] и подтверждаются в процессе сертификации типа оборудования ЛККС. В статье рассматривается методика обеспечения целостности как сигнала ЛККС в пространстве, так и точности самолётовождения в интеллектуальных транспортных системах. Показано, что основу целостности составляет система контроля, построенная для выявления ошибок по всем угрозам, связанным с отказами космического сегмента GPS/ГЛОНАСС, наземного оборудования ЛККС и искажениями сигнала в пространстве, в котором распространяется сигнал.

Целостность ЛККС – это степень доверия к информации¹, которая передаётся с неё на борт ВС для корректировки координат.

Риск потери целостности определяется вероятностью необнаруженного отказа и временем обнаружения отказа в системе контроля ЛККС. Для ЛККС риск потери целостности определяется как вероятность того, что её наземная подсистема обеспечивает информацию, которая при обработке приёмником ВС даёт ошибку определения местоположения (без учёта ошибок приёмника) выше допустимых пределов без оповещения в течение периода, превышающего максимальное время срабатывания сигнализации системы контроля ЛККС.

Целостность в ЛККС задаётся как для наземного оборудования, так и для уровней защиты [1]. Исходя из принципа действия системы захода на посадку с использованием ЛККС (GPS/ГЛОНАСС/ЛККС) можно выделить следующие источники ошибок [2–4]:

Для наземной аппаратуры: шумы; отказы в опорных приёмниках; отказы в передатчике VDB; комплексные отказы аппаратуры и её программно-математического обеспечения.

Для космической группировки: шумы дальномерных источников (спутников); искажения псевдослучайной последовательности дальномерных сигналов; расхождения кода и фазы; чрезмерные ускорения; ошибочные передачи информации, например эфемерид и часов спутников.

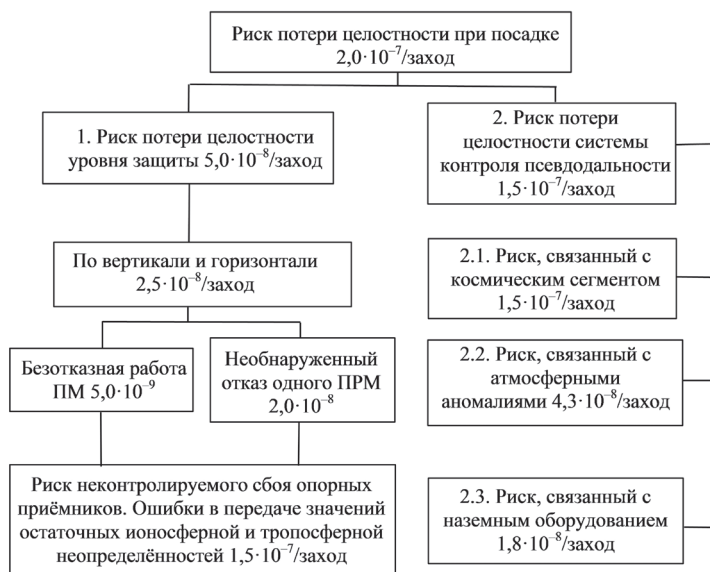
Для окружающей среды: нормальные и аномальные задержки в ионосфере и в тропосфере; диффузные и корреляционные переотражения электромагнитной интерференции.

Первые два источника частично, за исключением шумов, компенсируются в ЛККС.

Распределение рисков потери целостности² показано на рисунке.

¹ Концепция требуемых навигационных характеристик SP COM/OPS/95 ICAO, WP 11, 43 с.

² RTCA/DO-245A. Airway Notice of Proposed Construction or Alteration Minimum Aviation System Performance Standards for Local Area Augmentation System (LAAS).



Распределение рисков потери целостности ЛККС

Риск потери целостности уровней защиты

Уровни защиты формируются в бортовом приёмнике и служат для контроля риска потери целостности ошибки следования (TSE) ВС по заданной траектории [6].

Для формирования уровней защиты в ЛККС на борт ВС передаются:

- в сообщении типа 1 – информация о точности определения псевдодальности в опорной точке (σ_{pr_grnd}) и параметры целостности;
- в сообщении типа 2 – остаточная ионосферная неопределённость (σ_{iono}); остаточная тропосферная неопределённость (σ_{trop}).

На основании переданных данных в бортовом приёмнике вычисляются уровни защиты в вертикальной и горизонтальной плоскостях (HPL и VPL).

Сообщение типа 4 содержит информацию о порогах сигнализации в вертикальной и горизонтальной плоскостях (VAL и LAL).

Уровнями защиты по вертикали и по горизонтали (VPL и LPL) в пространстве являются верхние границы доверительного интервала ошибки определения координат относительно опорной точки ЛККС, определяемые как:

$$\begin{aligned} VPL &= \max\{VPL_{H0}, VPL_{H1}\}; \\ LPL &= \max\{LPL_{H0}, LPL_{H1}\}. \end{aligned}$$

Гипотеза $H0$ утверждает, что все опорные приёмники ЛККС работают исправно, а гипотеза $H1$ говорит о наличии скрытого отказа в одном и только одном опорном приёмнике.

$$\begin{aligned} VPL_{H0} &= K_{ffmd} \sigma_v + D_v; \\ LPL_{H0} &= K_{ffmd} \sigma_l + D_l, \end{aligned}$$

где K_{ffmd} – коэффициент, определяемый из вероятности необнаруженного отказа; σ_v , σ_l – проекции σ_i по вертикали и горизонтали, соответственно; σ_i – ошибка псевдодальности на входе бортового приёмника, $i = 1 \dots n$ – номера спутников, передающих этот сигнал; D_v и D_l рассчитываются соответственно как величина вертикальной и величина боковой проекции разницы между решениями навигационных задач со сглаживанием с интервалом 30 и 100 с.

Ошибка σ_i определяется из равенства

$$\sigma_i^2 = \sigma_{pr_grnd}^2 + \sigma_{trop}^2 + \sigma_{iono}^2 + \sigma_{air}^2,$$

где σ_{air} – вклад ВС в ошибку определения псевдодальности;

$$\sigma_{trop} = \sigma_n h_0 \frac{10^{-6}}{\sqrt{0,002 + \sin^2(El_i)}} (1 - e^{\Delta h/h_0}),$$

где σ_n – неопределённость рефракции из сообщения типа 2; Δh – высота нахождения ВС над опорной точкой ЛККС; El_i – угол восхождения i -го спутника; h_0 – высота по тропосферной шкале из сообщения типа 2;

$$\sigma_{iono} = F_{pp} \sigma_{vert_iono_gradient} (x_{air} + 2\tau v_{air}),$$

где F_{pp} – коэффициент наклона конкретного спутника относительно вертикали; $\sigma_{vert_iono_gradient}$ – параметр пространственной декорреляции остаточной ионосферной неопределённости; x_{air} – расстояние (наклонная дальность) между текущим местоположением ВС и опорной точкой ЛККС, указанной в сообщении типа 2, м; τ – 100 с период сглаживания навигационных данных; v_{air} – горизонтальная скорость захода на посадку ВС, м/с.

Целостность уровней защиты характеризуется значениями параметров σ_{pr_grnd} , σ_n и $\sigma_{vert_iono_gradient}$, при этом σ_{pr_grnd} формируется по результатам данных опорных приёмников, вследствие чего её целостность напрямую зависит от вероятности необнаруженного отказа в опорных приёмниках. σ_n может быть вычислена по значениям давления, температуры и влажности воздуха, получаемым от разнесённых метеостанций. $\sigma_{vert_iono_gradient}$ наиболее достоверным образом может быть установлен по задержкам в ионосфере, получаемым от смежных ЛККС, либо на основании моделей ионосферы, разработанных с использованием статистических данных. Эти данные должны учитывать месторасположения ЛККС, 11-ти и 4-летние циклы солнечной активности, сезонные и ежедневные вариации концентрации электронов в ионосфере в зависимости от угла места и азимута каждого конкретного спутника.

Целостность сформированных уровней защиты может быть подтверждена путём сравнения ошибок системы навигации (NSE), полученных в ходе лётных испытаний, с вычисленными на борту значениями отклонений ВС от заданной траектории, которые используются для расчёта уровней защиты на траектории захода на посадку.

Риск потери целостности системы контроля поправок к псевдодальностям

Риски космического сегмента контролируются в ЛККС, при этом риск по каждой угрозе равен произведению P_{fault} – оценки вероятности сбоя спутника – и P_{md} – вероятности необнаружения соответствующего монитора (алгоритма контроля), которая задаётся при проектировании монитора вычислением пороговых границ и минимально допустимых ошибок (MDE). При разработке всех мониторов станции используется значение $P_{md} = 10^{-3}$ [1].

К возможным сбоям относятся [2]:

1. Аномалии спутникового сигнала, определённые с априорной вероятностью $P_{fault1} = 4,2 \cdot 10^{-6}$ за 150 с на спутник. Контролируется монитором SQM [5].

2. Чрезмерное расхождение кода и несущей с априорной вероятностью $P_{fault2} = 4,2 \cdot 10^{-6}$ за 150 с на спутник. Контролируется путём задания соответствующего порога для величины расхождения, зависящего от угла места спутника.

3. Ошибки часов спутника по большей части компенсируются при выработке дифференциальных поправок, ошибки определения местоположения могут возникать только по причине

резких скачков часов в промежутке между обработкой сигнала наземной и бортовой частью с априорной вероятностью $P_{fault3} = 4,2 \cdot 10^{-6}$ за 150 с на спутник. Этот риск контролируется монитором, наблюдающим за скоростью и ускорением изменения поправок.

4. Ошибочная передача данных эфемерид GPS с априорной вероятностью $P_{fault4} = 4,2 \cdot 10^{-6}$ за 150 с на спутник. Контроль целостности эфемерид осуществляется монитором, ограничивающим величину поправок, скоростей и ускорений их изменения.

5. Уровень сигнала спутника ниже требуемого по спецификации P_{fault5} . Контролируется по результатам определения уровня сигнал/шум.

Общий риск, связанный с космическим сегментом, равен сумме вышеприведённых вероятностей, умноженной на вероятность необнаруженного отказа и число используемых спутников n и не должен превышать $8,9 \cdot 10^{-8}$:

$$RS = n(P_{fault1} + P_{fault2} + P_{fault3} + P_{fault4} + P_{fault5})P_{md} \leq 8,9 \cdot 10^{-8}.$$

К рискам, связанным с атмосферными аномалиями и влиянием среды [6], относятся: ионосферные аномалии, вызванные ионосферными штормами, возникающими из-за повышенной солнечной активности; тропосферные аномалии, вызываемые полосой резких изменений атмосферных условий между наземной станцией и бортом, и переотражения.

Контроль ионосферы и тропосферы учитывается при формировании уровней защиты. Дополнительно влияние ионосферы оценивается в системе контроля расхождения кода и фазы. Для оборудования типа GATS D контроль влияния ионосферы осуществляется дополнительно путём сравнения значений псевдодальностей, определённых при сглаживании в 100 и 30 с, а также выносным контролем на пороге взлётно-посадочной полосы. Диффузные переотражения минимизируются путём учёта конструктивных особенностей антенн опорных приёмников и зависимости от мест их расположения. Контроль когерентных переотражений обеспечивается в системе контроля качества сигнала (SQM).

К рискам нарушения целостности, вызываемым наземной подсистемой, относятся:

- множественный отказ опорных приёмников, риск которого ограничивается их надёжностью;
- отказы программного обеспечения ЛККС, которые могут быть минимизированы при проведении его сертификации;
- отказ передатчика VDB, проявляющийся в передаче не тех данных, что были вычислены, контролируется путём получения данных от VDB приёмника и сравнения их с вычисленными значениями, а также через проверку контрольной суммы бортовым приёмником.

Влияние вероятности одновременного отказа передатчика и приёмника VDB, при котором передаются, но не обнаруживаются ошибочные данные, ограничивается характеристиками их надёжности.

Заключение

Представленная автором в настоящей статье методика подтверждения целостности сигнала ЛККС в пространстве и точности самолётовождения при заходе на посадку и посадке с её использованием основана на опыте разработки, испытаниях и сертификации отечественных локальных контрольно-корректирующих станций типа ЛККС-А-2000, которые установлены более чем в 120 аэропортах ГА, и типа «Орбита».

Общий риск, связанный с космическим сегментом, равен сумме пяти вероятностей, описанных в статье, умноженной на вероятность необнаруженного отказа и число используемых спутников n и не должен превышать $8,9 \cdot 10^{-8}$.

Данная методика базируется на проведённых автором:

- анализе угроз, связанных с рисками потери целостности сигнала в пространстве и точности самолётовождения при заходе на посадку по ЛККС;

- оценке распределения рисков потери целостности ЛККС и рисков между угрозами;
- обобщении требований к системам контроля по выявленным угрозам потери целостности информации, передаваемой ЛККС на борт ВС.

Предложенный автором и изложенный в представленной методике подход позволяет обеспечить реализацию требований к целостности сигнала ЛККС в пространстве, целостности точности самолётовождения на борту ВС и используется в процессе разработки и последующей сертификации типа оборудования ЛККС [7].

Конфликт интересов. Автор заявляет об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Приложение 10 к Конвенции о международной гражданской авиации. Авиационная электро-связь. Том 1. Радионавигационные средства. Издание 8. ИКАО, Монреаль. 2023. 880 с.
2. EUROCAE ED-114. Minimum Operational Performance Specification for Global Navigation Satellite Ground Based Augmentation System Ground to Support Precision Approach and Landing, EUROCAE, 2019, 358 p.
3. Murphy T. Lower Level Monitor Requirements for GSL D, *Proceeding of ICAO navigation systems panel (NSP) Working Group (WG1&2) WP64 Meeting*, Brussels, Belgium, 8–19 May 2006, 18 p.
4. Curtis A. Shively. Derivation of ground monitor range domain PMD limits and guidance for demonstrating compliance, *Proceeding of ICAO Navigation Systems Panel (NSP/1)*, WP/37, 8–15 April 2015, 3A-56-76.
5. Завалишин О. И., Корчагин В. А., Лукоянов В. А., Миронов М. А. Мониторинг качества сигналов на контрольно-корректирующих станциях, обеспечивающих дифференциальный режим работы потребителей спутниковых радионавигационных систем // Радиотехника. 2003. № 1. С. 35–44.
6. Лукоянов В. А. Влияние условий распространения радиоволн на точность локальной контрольно-корректирующей станции // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 44. С. 137–142.
7. Завалишин О. И., Лукоянов В. А. Результаты испытаний спутникового оборудования ЛККС-А-2000 и GLS в Европе // Новости навигации. 2007. № 4. С. 13–16.

References

1. Annex 10 to the Convention on International Civil Aviation. Aeronautical Telecommunications. Vol. 1. Radio Navigation Aids. Eighth Edition, ICAO, Montreal, 2023, 854 p.
2. EUROCAE ED-114. Minimum Operational Performance Specification for Global Navigation Satellite Ground Based Augmentation System Ground to Support Precision Approach and Landing, EUROCAE, 2019, 358 p.
3. Murphy T. Lower Level Monitor Requirements for GSL D, *Proceeding of ICAO navigation systems panel (NSP) Working Group (WG1&2) WP64 Meeting*, Brussels, Belgium, 8–19 May 2006, 18 p.
4. Curtis A. Shively. Derivation of ground monitor range domain PMD limits and guidance for demonstrating compliance, *Proceeding of ICAO Navigation Systems Panel (NSP/1)*, WP/37, 8–15 April 2015, 3A-56-76.
5. Zavalishin O. I., Korchagin V. A., Lukoyanov V. A., Mironov M. A. Monitoring kachestva signalov na kontrol'no-korrektiruyushchikh stantsiyakh, obespechivayushchikh differentsial'nyy rezhim raboty potrebitelej sputnikovyx radionavigatsionnykh system, *Radioengineering*, 2003, no. 1, pp. 35–44. (In Russ.)
6. Lukoyanov V. A. Impact of radio wave propagation conditions on local control and correcting station accuracy, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 44, pp. 137–142. (In Russ.)

7. Zavalishin O., Lukoyanov V. Test results of LKKS-A-2000 and GLS satellite equipment in Europe, *Novosti navigatsii*, 2007, no. 4, pp. 13–16. (In Russ.)

Информация об авторе

Лукоянов Владимир Александрович, кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник, Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, Москва, Россия, lukoyanov_va@gosniiga.ru

Author information

Lukoyanov Vladimir A., Candidate of Sciences (Engineering), Senior Scientific Officer, The State Scientific Research Institute of Civil aviation, Moscow, Russia, lukoyanov_va@gosniiga.ru

*Статья поступила в редакцию 11.07.2023; одобрена после рецензирования 22.01.2024; принята к публикации 30.01.2024.
The article was submitted 11.07.2023; approved after reviewing 22.01.2024; accepted for publication 30.01.2024.*

Научная статья

УДК 551.501.81:551.551.5

РАЗРАБОТКА МЕТОДА ОЦЕНКИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО И ВЕРТИКАЛЬНОГО СДВИГОВ ВЕТРА И ТУРБУЛЕНТНОСТИ В МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОМ РАДИОЛОКАЦИОННОМ КОМПЛЕКСЕ АЭРОДРОМНОЙ ЗОНЫ

Э. А. БОЛЕЛОВ, К. И. ГАЛАЕВА

Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия

Аннотация. Приведены результаты разработки метода оценки сдвигов ветра (горизонтальный и вертикальный) и турбулентности. Разработанный авторами метод реализован в наземном метеорологическом радиолокаторе аэродромной зоны (МРЛК АЗ) производства АО «Бортовые аэронавигационные системы». Под горизонтальным сдвигом ветра понимается градиент скорости ветра, полученный по двум точкам пространства с расстоянием в горизонтальной плоскости в 600 м; под вертикальным – разность скорости ветра по двум точкам в пространстве с расстоянием в вертикальной плоскости в 30 или 100 м. Под турбулентностью понимается удельная скорость диссипации турбулентной энергии EDR. Указанные параметры рекомендованы для получения оценок ветровых характеристик в метеорологических радиолокаторах согласно требованиям Росгидромета, Международной организации гражданской авиации (ИКАО), Всемирной метеорологической организации (ВМО). Метод включает в себя 3 этапа: в ходе 1-го определяются значения радиальной скорости и ширины спектра скоростей, в ходе 2-го на основе полученных значений рассчитываются сдвиги ветра и турбулентность, в ходе 3-го осуществляется градация по степени опасности полученных сдвигов ветра и турбулентности. Классификация по степени опасности приводится в соответствии с требованиями ИКАО и Росгидромета. На основе метода оценки ветровых характеристик разработаны алгоритмы оценки горизонтального и вертикального сдвигов ветра, параметров удельной скорости диссипации турбулентной энергии.

Ключевые слова: гражданская авиация, воздушное судно, аэронавигация, управление воздушным движением, метеорологический радиолокатор, аэродромная зона, горизонтальный сдвиг ветра, вертикальный сдвиг ветра, турбулентность, интеллектуальные транспортные системы

Для цитирования: Болелов Э. А., Галаева К. И. Разработка метода оценки горизонтального и вертикального сдвигов ветра и турбулентности в метеорологическом радиолокационном комплексе аэродромной зоны // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. №45. С. 155–164.

DEVELOPMENT OF A METHOD FOR ESTIMATING HORIZONTAL AND VERTICAL WIND SHEARS AND TURBULENCE IN THE METEOROLOGICAL RADAR COMPLEX OF THE AERODROME ZONE

E. A. BOLELOV, K. I. GALAEVA

Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia

Abstract. The results of the development of a method for estimating wind shear (horizontal and vertical) and turbulence. The developed method by authors is implemented in the ground-based meteorological radar

of the airfield zone of the (MRLK AZ) manufactured by JSC “Airborne Air Navigation Systems”. Horizontal wind shear refers to the wind velocity gradient obtained from two points in space with a distance in the horizontal plane of 600 m; under vertical – the difference in wind speed at two points in space with a distance in the vertical plane of 30 or 100 m. Turbulence refers to the specific rate of the eddy dissipation rate EDR. These parameters are recommended for obtaining estimates of wind characteristics in meteorological radars in accordance with the requirements of Roshydromet, International Civil Aviation Organization (ICAO), the World Meteorological Organization (WMO). The method includes 3 stages: during stage 1, the values of radial velocity and the width of the velocity spectrum are determined, during stage 2, wind shear and turbulence are calculated based on obtained values, during stage 3, gradations are divided according to the degree of danger of the resulting wind shear and turbulence. Classification according to the degree of danger is given in accordance with the requirements of the ICAO and Roshydromet. Based on the method of estimating wind characteristics, algorithms for estimating horizontal and vertical wind shear, parameters of the specific velocity of turbulent energy dissipation have been developed.

Keywords: civil aviation, aircraft, flight navigation, air traffic control, meteorological radar, airfield zone, horizontal wind shear, vertical wind shear, turbulence, intelligent transport systems

For citation: Bolelov E. A., Galaeva K. I. Development of a method for estimating horizontal and vertical wind shears and turbulence in the meteorological radar complex of the aerodrome zone, *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*, 2023, no. 45, pp. 155–164. (In Russ.)

Введение

Одной из причин целого ряда авиационных инцидентов и происшествий является недостаточный уровень метеорологического обеспечения, в особенности при обнаружении опасных для авиации сдвигов ветра и турбулентности. В свою очередь, 34,4 % авиационных событий происходили без метеобеспечения полётов гражданской авиации (ГА) при сложных метеорологических условиях¹. Для предоставления метеорологической информации службам управления воздушным движением (УВД) и экипажам воздушных судов (ВС) авиационные метеорологические службы используют данные различных метеорологических датчиков, а именно: площадных датчиков, собирающих информацию на некоторой площади, и контактных датчиков, осуществляющих сбор данных в одной точке.

Уникальным площадным метеорологическим средством, осуществляющим определение широкого перечня метеоявлений, параметров и характеристик, является метеорологический радиолокатор с высокой пространственной и временной дискретностью выдачи метеорологической информации [1]. Для обеспечения безопасности полётов ВС наличие данных метеорологических радиолокаторов в интеллектуальных транспортных системах является необходимостью. Организацией АО «Бортовые аэронавигационные системы» («БАНС») создан специализированный для задач аэронавигации МРЛК АЗ, который в настоящее время успешно прошёл предварительные, приёмочные, сертификационные испытания и опытную эксплуатацию, и активно внедряется для оперативных метеорологических наблюдений в отечественной авиационной деятельности.

Разработка метода оценки горизонтального и вертикального сдвигов ветра (ГСВ и ВСВ), и турбулентности в МРЛК АЗ

Согласно требованиям ИКАО для оценки ветровых характеристик необходимо получать информацию о турбулентном состоянии атмосферы по параметру скорости затухания вихря (EDR),

¹ Авиационные происшествия и инциденты: официальный сайт ФГБУ «Авиаметтелеком Росгидромета». <http://www.aviamettelecom.ru/activity/airweather/>

а также оценивать вертикальный (на 30 или на 100 м) и горизонтальный (на 600 м) сдвиги ветра [2–4]. Оценка данных ветровых характеристик в настоящее время производится как количественно (с полученными числовыми значениями), так и качественно (в виде градаций сдвигов ветра и турбулентности по степени опасности).

В табл. 1 представлена градация значений ГСВ и ВСВ по классификации ИКАО, с помощью которой можно качественно оценить степень опасности сдвига ветра [4–5].

Таблица 1

Градация ГСВ и ВСВ по классификации ИКАО

ВСК на 30 м или ГСВ на 600 м, м/с	ВСК на 100 м, м/с	Характеристика сдвига ветра
0–2	0–6,5	слабый
2–4	6,5–13	умеренный
4–6	13–20	сильный
>6	>20	очень сильный

В табл. 2 представлена градация значений EDR согласно пп. 2.6.2–2.6.3 документа ИКАО [6]:

Таблица 2

Градация EDR по классификации ИКАО

Характеристика турбулентности	EDR, м ^{2/3} /с
нулевая	≤0,1
слабая	0,1–0,4
умеренная	0,4–0,7
сильная	>0,7

При этом ГСВ и ВСВ, EDR одной интенсивности могут по-разному воздействовать на ВС с различными тактико-техническими характеристиками. Характер воздействия турбулентности и сдвигов ветра на ВС во многом определяется его аэродинамикой (площадью крыла), массой, размерами, что говорит о необходимости количественной оценки ГСВ и ВСВ, EDR. Следовательно, помимо качественной оценки сдвигов ветра и турбулентности, актуальна и количественная оценка сдвигов ветра, EDR.

При количественной оценке рассматриваемых ветровых параметров необходимо определить диапазоны оценки и влияющую на точность дискретность отсчёта параметров. В табл. 3 показаны требования к диапазонам и дискретности оценок EDR и сдвигов ветра в соответствии с существующими требованиями к метеорологическим датчикам при оценке ветровых характеристик [5–11].

Начальными данными для оценки ГСВ и ВСВ, EDR в МРЛК АЗ являются радиолокационные данные о радиальной скорости движения гидрометеоров и ширине спектра радиальной скорости в конических сечениях (V и W соответственно). Конические сечения представляют собой отображения сечений радиолокационных метеорологических продуктов в координатах азимут-дальность, выполненных для заданного угла наклона антенны радиолокатора

МРЛК АЗ. Антенна МРЛК АЗ – щелевая антенная решётка диаметром около 760 мм, что обеспечивает ширину диаграммы направленности в пределах 3° . Луч антенны МРЛК АЗ осуществляет круговой обзор пространства по отсчётам дальности от 0 до 100 км, по азимуту от 0° до 360° , по углу места (подъёму луча антенны) от 0° до 90° . Результаты обзоров МРЛК АЗ, структурированные в виде набора конических сечений, представляют собой информацию, используемую для построения различных радиолокационных метеорологических продуктов. Распределения значений радиальной скорости в пределах импульсного объёма являются мерой ширины спектра радиальных скоростей [12–13]. При наличии повышенных (более 2 м/с) значений W (уширения спектра), можно говорить о наличии сдвига ветра и/или турбулентности в рассматриваемой пространственной области [14]. В свою очередь уширение спектра вызывается произвольным радиальным движением гидрометеоров [15–17]. Когда ширина спектра W превышает порог слабой (табл. 2) турбулентности, на индикаторе МРЛК АЗ будет определяться очаг EDR.

Таблица 3

Градация ГСВ и ВСВ по классификации ИКАО

На горизонтальной дальности до 100 км	EDR, м ^{2/3} /с	ГСВ, м/с	ВСВ, м/с
Минимальное значение диапазона	$\leq 0,1$	0	0
Максимальное значение диапазона	≥ 3	> 6	> 6
Дискретность оценки	$< 0,2$	$< 0,2$	$< 0,5$

Таким образом, разработанный авторами метод по входным сигналам в виде значений радиальной скорости движения гидрометеоров и ширины спектра сигналов, отражённых от обнаруженных гидрометеоров в координатах азимут-дальность для конических сечений, позволяет в результате сформировать оценки ГСВ, ВСВ и EDR с заданными диапазоном и дискретностью (табл. 3) в ячейках размером 1×1 км. Далее в рамках метода реализуется деление на градации сдвигов ветра и EDR по степени опасности в соответствии с табл. 1 и табл. 2.

Выходная информация отображается на индикаторе МРЛК АЗ в виде контуров опасности сдвигов ветра и EDR для выбранных оператором горизонтальных или вертикальных сечений зоны обзора (рис. 1).

Последовательность операций разработанного метода включает первичную и вторичную обработку сигналов.

Первичная обработка сигналов предполагает следующее:

- накопление отражённого от гидрометеоров сигнала, формирование пачек импульсов, получение спектра сигнала в каждом канале дальности для каждого углового положения антенны МРЛК АЗ в конических сечениях;
- фильтрацию импульсных помех, формирование порога обнаружения гидрометеоров, оценка значений мощности отраженного сигнала в каждом отсчёте по дальности;
- оценку значений V и W для всех каналов дальности, в которых обнаружен сигнал от гидрометеоров;
- расчёт EDR в результате обработки скоростных параметров в ячейках размерами $1 \times 1 \times 1$ км с наличием сигнала;
- формирование выходных векторов радиальных скоростей движения гидрометеоров и EDR для заданного программой МРЛК АЗ углового положения антенны.

1 э т а п	Входные данные:			
	значения ширины спектра радиальных скоростей в каналах дальности, м/с		значения радиальных скоростей в точках области анализа, м/с	
2 э т а п	Оценка параметров:			
	Удельная скорость диссипации турбулентной энергии		Горизонтальный и вертикальный сдвиги ветра	
3 э т а п	Классификация по степени опасности			
	характеристика турбулентности	EDR, м ^{2/3} /с	характеристика сдвига ветра	BCB на 30 м, ГСВ на 600 м, м/с
	слабая	0,1 — 0,4	слабая	0 — 2
	умеренная	0,4 — 0,7	умеренная	2 — 4
	сильная	0,7 — 1,0...3,0	сильная	4 — 6
	чрезвычайная	> 1,0...3,0	очень сильная (опасная)	> 6

Рис. 1. Схема реализации метода оценки опасных ветровых метеорологических явлений (сдвиги ветра, EDR) в МРЛК АЗ

Особенностью этапа первичной обработки является обработка нескольких подряд идущих пачек сигналов для устранения неоднозначности по радиальной скорости движения гидрометеоров.

Отображение информации в МРЛК АЗ возможно уже по результатам первичной обработки, так как все конические сечения в результате полного цикла обзора для всех ячеек формируют трёхмерную матрицу метеорологических параметров (рис. 2).

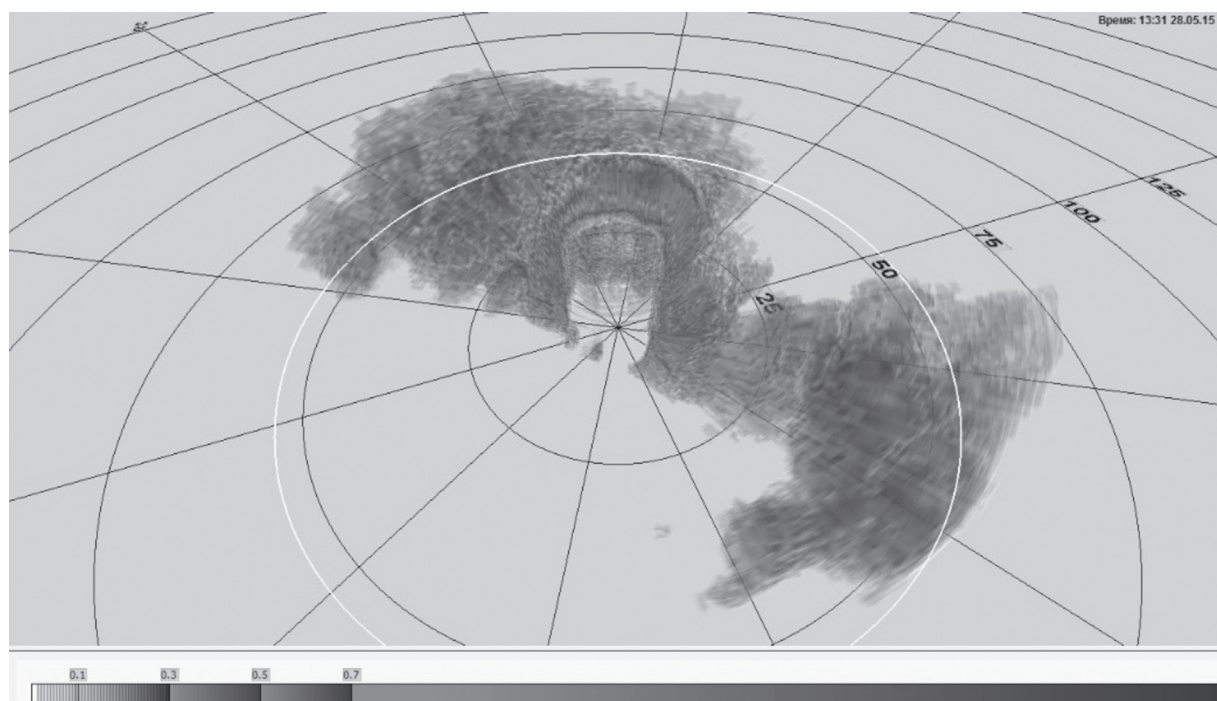


Рис. 2. Трёхмерное представление EDR

Вторичная обработка информации предполагает следующее:

- формируется декартово пространство в координатах X, Y, Z относительно радиолокационной станции с размером ячеек 1x1x1 км;
- значение метеопараметра для центра ячейки формируется путём получения средних значений всех результатов, попавших в ячейку;
- расчёт промежуточных значений метеопараметров производится через градиент между соседними точками как по вертикали, так и по горизонтали;
- формируется карта метеоявлений с контурами.

Таким образом, на основе метода оценки опасных ветровых метеоявлений разработаны и внедрены в МРЛК АЗ алгоритмы оценки ГСВ и ВСВ, EDR.

В МРЛК АЗ сдвиг ветра может оцениваться как градиент скорости на интервале 30 м или 100 м в вертикальной плоскости (для ВСВ) и на интервале 600 м в горизонтальной плоскости (для ГСВ). В МРЛК АЗ оценка сдвигов ветра осуществляется для различных уровней высоты, значения которых задаются программно. Настройка высотных уровней для получения оценок сдвигов ветра удобна тем, что оператор может рассматривать поля сдвигов ветра на интересующих его высотах в соответствии с особенностями местной циркуляции атмосферы в конкретном регионе/пункте.

Получение экспериментальных данных о ГСВ и ВСВ и EDR в МРЛК АЗ

При реализации разработанного метода оценки опасных ветровых метеорологических явлений формируется трёхмерная матрица значений EDR для всей зоны обзора с отображением любых конических, горизонтальных, вертикальных сечений (рис. 3, рис. 4), а также ГСВ и ВСВ (рис. 5, рис. 6) для специализированного режима работы МРЛК АЗ «Сектор». Режим «Сектор» в МРЛК АЗ предназначен для предоставления данных о сильно флуктуирующих в пространстве и времени сдвигах ветра и EDR с высокой пространственной и временной дискретностью, с шириной сектора 0° – 70° для задач обеспечения безопасности полётов ВС на этапах взлёта и посадки.

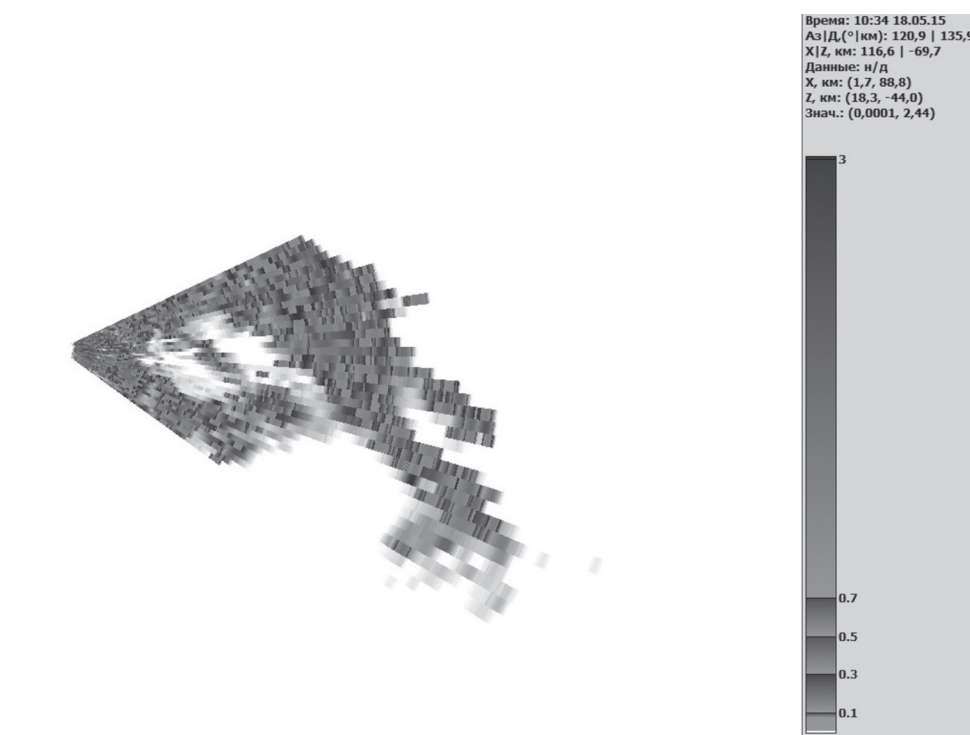


Рис. 3. Карта EDR в режиме «Сектор» в МРЛК АЗ

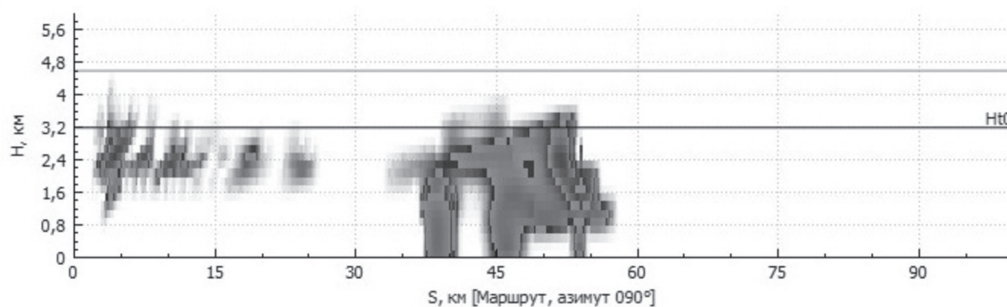


Рис. 4. Вертикальное сечение EDR в режиме «Сектор» в МРЛК АЗ

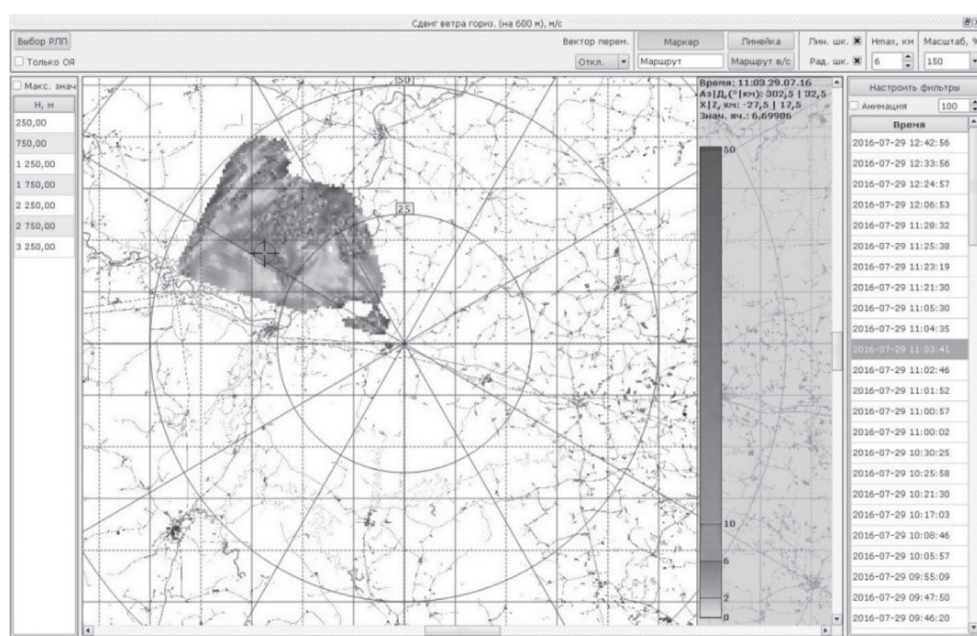


Рис. 5. Карта ГСВ в режиме «Сектор» в МРЛК АЗ

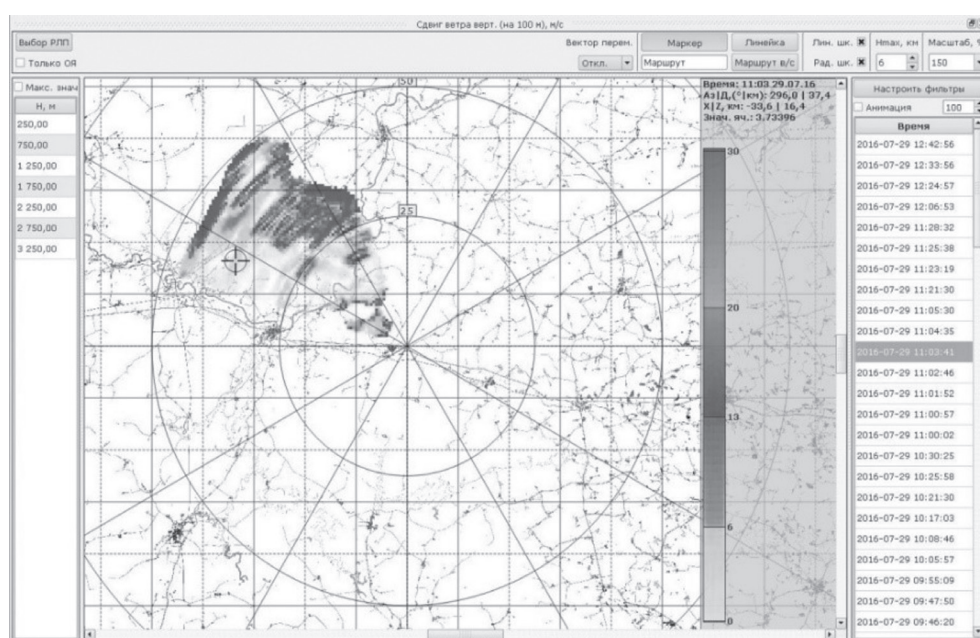


Рис. 6. Карта ВСВ ветра в режиме «Сектор» в МРЛК АЗ

Заключение

В работе представлен разработанный авторами метод оценки опасных ветровых метеорологических явлений: ГСВ и ВСВ, EDR. Для определения зон сдвигов ветра при сканировании атмосферы в МРЛК АЗ формируются оценки ГСВ и ВСВ на 600 м в горизонтальной плоскости и на 30 или 100 м в вертикальной плоскости соответственно, также для определения турбулентности в облачности формируются оценки EDR.

Входными данными для оценки сдвигов ветра и EDR являются количество отсчётов по дальности, количество угловых и азимутальных углов, декартовы координаты точек области анализа, значения в отсчётах по дальности радиальной скорости движения гидрометеоров и ширины спектра радиальных скоростей. Выходные массивы алгоритма представляют собой оценки ГСВ и ВСВ, EDR в декартовых координатах. Далее осуществляется градация сдвигов ветра и EDR по степени опасности в соответствии с классификацией ИКАО.

На основе метода оценки опасных ветровых метеорологических явлений разработаны алгоритмы оценки сдвигов ветра и EDR и успешно внедрены в специальное программное обеспечение МРЛК АЗ.

Показаны особенности первичной, вторичной обработки информации. Особенностью первичной обработки сигналов является обработка нескольких подряд идущих пачек импульсов для устранения неоднозначности по радиальной скорости. Вторичная обработка информации предполагает формирование декартова пространства, значений для центра его ячеек и промежуточных значений метеопараметров, формирование карт метеоявлений с контурами. После первичной и вторичной обработки сигналов осуществляется градация сдвигов ветра и EDR по степени опасности, получение вертикальных и горизонтальных сечений и вертикального профиля для выбранной области.

Статья подготовлена в рамках поддержанного грантом Российского научного фонда проекта № 23-29-00450 «Исследование отражательных и турбулентных характеристик атмосферы с использованием нового отечественного метеорологического радиолокационного комплекса ближней зоны «Монокль» в различных климатических зонах в интересах повышения достоверности автоматической классификации опасных метеоявлений».

The article was prepared within the framework of the project no. 23-29-00450 supported by a grant from the Russian Science Foundation "Research of reflective and turbulent characteristics of the atmosphere using the new domestic near-range meteorological radar complex "Monocle" in various climatic zones in the interests of increasing the reliability of the automatic classification of dangerous meteorological phenomena".

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

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

Список источников

1. Kumjian R. M. Weather Radars. In: Andronache C. (eds), *Remote Sensing of Clouds and Precipitation. Springer Remote Sensing/Photogrammetry*. Springer, Cham., 2018, pp. 15–63.
https://doi.org/10.1007/978-3-319-72583-3_2
2. Временные методические указания по использованию информации доплеровского метеорологического радиолокатора ДМРЛ-С в синоптической практике. Москва: Росгидромет, 2014. 110 с.
3. Временные методические указания по использованию информации доплеровского метеорологического радиолокатора ДМРЛ-С в синоптической практике. Москва: Росгидромет, 2017. 121 с.
4. ИКАО Doc 9817 AN/449. Руководство по сдвигу ветра на малых высотах. ИКАО, Монреаль, 2005. 264 с.

5. Методические указания по производству метеорологических радиолокационных наблюдений на ДМРЛ-С на сети Росгидромета. Санкт-Петербург: Главная геофизическая обсерватория им. А. И. Воейкова, 2013. 164 с.
6. Приложение 3 к Конвенции о международной гражданской авиации. Метеорологическое обеспечение международной аэронавигации. Часть I. Основные SARP. Часть II. Добавления и дополнения. Изд. 20. ИКАО, Монреаль, 2018. 230 с.
7. ИКАО Doc 8896. Руководство по авиационной метеорологии. Изд. 13. ИКАО, Монреаль, 2021. 222 с.
8. Руководство по Глобальной системе наблюдений. ВМО-№ 488. Женева: ВМО. 2017. 268 с.
9. Руководство по метеорологическим приборам и методам наблюдений. ВМО-№ 8. Женева: ВМО. 2018. 278 с.
10. Руководство по производству наблюдений и применению информации с неавтоматизированных радиолокаторов МРЛ-1, МРЛ-2, МРЛ-5. Санкт-Петербург: Гидрометеиздат, 1993. 342 с.
11. ИКАО Doc 9882 AN/467. Руководство по требованиям к системе организации воздушного движения. ИКАО, Монреаль, 2008. 81 с.
12. Денисенков Д. А., Жуков В. Ю., Первушин Р. В., Щукин Г. Г. Метод обнаружения сдвига ветра при помощи доплеровского метеорологического радиолокатора // Радиотехнические и телекоммуникационные системы. 2016. № 3. С. 68–73.
13. Жуков В. Ю., Щукин Г. Г. Состояние и перспективы сети доплеровских метеорологических радиолокаторов // Метеорология и гидрология. 2014. № 2. С. 92–100.
14. Денисенков Д. А., Жуков В. Ю. О влиянии сдвига ветра на пространственное распределение ширины спектра радиолокационного сигнала // Радиотехнические и телекоммуникационные системы. 2016. № 1. С. 5–14.
15. Banakh V. A., Smalikho I. N. and Falits A. V. Estimation of the height of the turbulent mixing layer from data of Doppler lidar measurements using conical scanning by a probe beam, *Atmos. Meas. Tech.*, 2021, no. 14, pp. 1511–1524. <https://doi.org/10.5194/amt39514-1511-2021>
16. Devenish B. J., Bartello P., Brenguier J. L., Collins L. R., Grabowski W. W. et al. Droplet growth in warm turbulent clouds, *Q. J. R. Meteorol. Soc.*, 2012, no. 138, pp. 1401–1429. <https://doi.org/10.1002/qj.1897>
17. Chan P. W., Zhang P., Doviak R. Calculation and application of eddy dissipation rate map based on spectrum width data of a S-band radar in Hong Kong, *MAUSAM*, 2016, no. 67(2), pp. 411–422. <https://doi.org/10.54302/mausam.v67i2.1340>

References

1. Kumjian R. M. Weather Radars. In: Andronache C. (eds), *Remote Sensing of Clouds and Precipitation. Springer Remote Sensing/Photogrammetry*. Springer, Cham., 2018, pp. 15–63. https://doi.org/10.1007/978-3-319-72583-3_2
2. Vremennye metodicheskie ukazaniya po ispol'zovaniyu informatsii doplerovskogo meteorologicheskogo radiolokatora DMRL-S v sinopticheskoy praktike, Moscow, 2014, Rosgidromet Publ., 110 p. (In Russ.)
3. Vremennye metodicheskie ukazaniya po ispol'zovaniyu informatsii doplerovskogo meteorologicheskogo radiolokatora DMRL-S v sinopticheskoy praktike, Moscow, Rosgidromet Publ., 2017, 121 p. (In Russ.)
4. ICAO Doc 9817 AN/449. Manual on Low-level Wind Shear. ICAO, Montreal, 2005, 213 p.
5. Metodicheskie ukazaniya po proizvodstvu meteorologicheskikh radiolokatsionnykh nablyudenij na DMRL-S na seti Rosgidrometa, St. Petersburg, 2013, 164 p. (In Russ.)
6. Annex 3 to the Convention on International Civil Aviation. Meteorological Service for international air navigation. Part I. Core SARPs. Part II. Appendices and Attachments. Twentieth Edition, ICAO, Montreal, 2018, 206 p.
7. ICAO Doc 8896. Manual of Aviation Meteorology. Edition 13. ICAO, Montreal, 2021, 200 p.
8. Guide to the Global Observing System. WMO-No. 488, Geneva, 2010–2017, 215 p.

9. Guide to Instruments and Methods of Observation. WMO-No. 8, Geneva, 2018–2021, 1389 p.
10. Rukovodstvo po proizvodstvu nablyudenij i primeneniyu informatsii s neavtomatizirovannykh radiolokatorov MRL-1, MRL-2, MRL-5. St. Petersburg, Gidrometeoizdat Publ., 1993, 342 p. (In Russ.)
11. ICAO Doc 9882 AN/467. Manual on Air Traffic Management System Requirements, ICAO, Montreal, 2008, 67 p.
12. Denisenkov D. A., Zhukov V. Yu., Pervushin R. V., Shchukin G. G. Metod obnaruzheniya sdviga vetra pri pomoshchi doplerovskogo meteorologicheskogo radiolokatora, *Radiotekhnicheskie i telekommunikacionnyye sistemy*, 2016, no. 3. pp. 68–73. (In Russ.)
13. Zhukov V. Yu., Shchukin G. G. Sostoyaniye i perspektivy seti doplerovskikh meteorologicheskikh radiolokatorov, *Meteorologiya i gidrologiya*, 2014, no. 2. pp. 92–100. (In Russ.)
14. Denisenkov D. A., Zhukov V. Yu. O vliyaniy sdviga vetra na prostranstvennoye raspredeleniye shiriny spektra radiolokatsionnogo signala, *Radiotekhnicheskie i telekommunikacionnyye sistemy*, 2016, no. 1, pp. 5–14. (In Russ.)
15. Banakh V. A., Smalikho I. N. and Falits A. V. Estimation of the height of the turbulent mixing layer from data of Doppler lidar measurements using conical scanning by a probe beam, *Atmos. Meas. Tech.*, 2021, no. 14, pp. 1511–1524. <https://doi.org/10.5194/amt39514-1511-2021>
16. Devenish B. J., Bartello P., Brenguier J. L., Collins L. R., Grabowski W. W. et al. Droplet growth in warm turbulent clouds, *Q. J. R. Meteorol. Soc.*, 2012, no. 138, pp. 1401–1429. <https://doi.org/10.1002/qj.1897>
17. Chan P. W., Zhang P., Doviak R. Calculation and application of eddy dissipation rate map based on spectrum width data of a S-band radar in Hong Kong, *MAUSAM*, 2016, no. 67(2), pp. 411–422. <https://doi.org/10.54302/mausam.v67i2.1340>

Информация об авторах

Болелов Эдуард Анатольевич, доктор технических наук, доцент, заведующий кафедрой, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия, edbolelov@mail.ru

Галаева Ксения Игоревна, кандидат технических наук, старший преподаватель кафедры, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия, ks.galaeva@mail.ru

Authors information

Bolelov Eduard A., Doctor of Sciences (Engineering), Associate Professor, Head of the Department, Moscow Technical State University of Civil Aviation, Moscow, Russia, edbolelov@mail.ru

Galaeva Kseniya I., Candidate of Sciences (Engineering), Senior Lecturer of the Department, Moscow Technical State University of Civil Aviation, Moscow, Russia, ks.galaeva@mail.ru

Статья поступила в редакцию 20.11.2023; одобрена после рецензирования 14.12.2023; принята к публикации 25.12.2023.

The article was submitted 20.11.2023; approved after reviewing 14.12.2023; accepted for publication 25.12.2023.

Зарегистрирован Федеральной службой по надзору в сфере связи,
информационных технологий и массовых коммуникаций (Роскомнадзор)
Свидетельство о регистрации средства массовой информации ПИ № ФС77-61476 от 24 апреля 2015 г.

Подписано в печать 09.02.2024

Печать офсетная
18,0 усл. печ. л.

Формат 60x84 1/8
Заказ № 24-186

12,2 уч.-изд. л.
Тираж 70 экз.

Изготовлено и оформлено: ООО «Типография Миттель Пресс»

e-mail: mittelpress@mail.ru

Автор вёрстки: Михеева А. В.